

SCK

PROCESSING COPY

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C., Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

S-E-C-R-E-T

25X1

COUNTRY USSR/Bulgaria REPORT

SUBJECT Publications on Nuclear Reactors and the DATE DISTR.
Use of Products of Fission, and Reaction
Aircraft

18 December 1957

NO. PAGES 1
REQUIREMENT NO. RD

DATE OF INFO. REFERENCES

PLACE & DATE ACQ. *Bulg 326* 25X1

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE

1. Bulgarian-language publications 25X1

Attachments:

A Energiyni Yadreni Reaktori i Izpolzuvane Produktite na Deleniye (Nuclear Energy Reactors and Use of Products of Fission). This book was published in Sofia in 1957 and is a translation of a Soviet publication by the same name, published in Moscow in 1955, which in turn is a compilation of translated English-language articles and papers issued by the US Atomic Energy Commission, Dow-Chemical Corporation, the Public Service Corporation, Monsanto Chemical Corporation, Detroit Edison, and articles which appeared in periodicals such as Nucleonics and National Nuclear Energy Series.

B Reaktivni Samoleti (Reaction/Jet/Aircraft). This book was compiled by Totyu Ivanov Penev and published in Sofia in 1957. Although there is no indication that the material is a translation of a Soviet publication, the origin of the material, and the majority of the bibliography is Soviet.

2. Chapter 6 headed Pogled k'm B'deshcheto (A View to the Future) of the publication Reaktivni Samoleti may be of interest. Major General of Aviation Petr Mikhaylovich Stefanovskiy is credited with a brief and general description of an aircraft capable of achieving speeds of 10,000 km/h having retractable wings, giving the aircraft the appearance of a ballistic missile (pages 166-167). There is a schematic diagram of a three-stage rocket for travel from earth to a satellite (space platform) (page 178). There is also a short treatise on the use of atomic energy in reaction (jet) technology (pages 179-187).

25X1

S-E-C-R-E-T

25X1

STATE	X	ARMY	EV	X	NAVY	X	AIR	/EV	X	FBI		AEC		OST	/EV	X	
-------	---	------	----	---	------	---	-----	-----	---	-----	--	-----	--	-----	-----	---	--

(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#".)

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

ЕНЕРГИЙНИ ЯДРЕНИ РЕАКТОРИ

ЕНЕРГИЙНИ
ЯДРЕНИ
РЕАКТОРИ
И ИЗПОЛЗУВАНЕ
ПРОДУКТИТЕ
НА ДЕЛЕНИЕ

НАУКА И ИЗКУСТВО

ЕНЕРГИЙНИ ЯДРЕНИ РЕАКТОРИ И ИЗПОЛЗУВАНЕ · ПРОДУКТИТЕ НА ДЕЛЕНИЕ

СБОРНИК ОТ СТАТИИ

ПРВВЕЛИ ОТ РУСКИ
АСЕН СИМЕОНОВ и ВЯРА ХРИСТОВА



ДЪРЖАВНО ИЗДАТЕЛСТВО „НАУКА и ИЗКУСТВО“
София, 1957

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ЯДЕРНЫЕ РЕАКТОРЫ И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ
ПРОДУКТОВ ДЕЛЕНИЯ

Сборник статей
Перевод с английского

И * Л

Издательство
Иностранной литературы
Москва, 1955

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

ОТ РЕДАКЦИЯТА

Предлаганата на читателя книга „Енергийни ядрени реактори и използване продуктите на деление“ представлява сборник от съкратени до известна степен преводи на статии и доклади, публикувани в американския печат.

Първата част от сборника е превод на една брошура, издадена от Комисията по атомна енергия, в която са включени несмятаните повече за поверителни данни из докладите на представителите на четирите групи фирми, които са се занимавали с изучаване на възможностите за използване на ядрено гориво за получаване на електрическа енергия.

В тези доклади се описват проектите за няколко вида енергийни реактори и се обсъждат техническите им характеристики. В докладите се отделя много място за икономическите проблеми, а именно за оценяване стойността на енергийните реактори, рентабилността на тяхната експлоатация и т. н.

Както се вижда от материалите, поместени в първата част на сборника, Комисията по атомна енергия при сключването на договорите си с промишлените фирми за разработване на енергийни реактори е поставила на тези фирми като абсолютно условието проектираните от тях реактори да бъдат реактори с двойно предназначение, т. е. да служат не само за получаване на електрическа енергия, но и за произвеждане на делещи се материали (плутоний) за военни цели.

Във втората част на сборника са приведени материали по въпросите, засягащи промишленото използване на продуктите на деление, които представляват отпадъци при производството на делещите се материали. В публикуваните статии се обсъждат целесъобразността и икономическата изгода от използванието на продуктите на деление за стерилизиране на хранителни продукти, за лекарствени вещества и асептични препарати, както и данните относно необходимите количества продукти на деление при използванието им за посочените цели в широки мащаби.

Още отдавна (от 1946 г.) в САЩ се обсъждат проблемите на промишленото използване на атомната енергия и както са

били принудени да признаят самите американски учени (вж. например книгата на Леп „Нова сила. За атомите и хората“, ИЛ, 1954, 136), още през първите пет следвоенни години в САЩ „можело да се построи и пусне в действие атомноенергетична централа“. Обаче и до днес въпреки нееднократните изявления на американските атомисти относно построяването на електрически централи с ядрено гориво в САЩ такива електрически централи още не съществуват. Това се дължи на обстоятелството, че управляващите кръгове в САЩ в съгласие с агресивната си политика се интересуват главно от военните приложения на атомната енергия.

В противоположност на това съветското правителство е отделяло и отделя извънредно голямо внимание на въпросите, свързани с използването на атомната енергия за мирни цели. На 1 юли 1954 г. Съветът на министрите на СССР съобщи за пускането на първата промишлена електрическа централа, работеща с атомна енергия. На 15 януари 1955 г. ТАСС съобщи, че съветското правителство е готово да предаде своя научно-технически опит и да направи доклад за първата промишлена електрическа централа в СССР пред Международната конференция, свикана по решение на IX сесия на Общото събрание на ООН. Освен това на 18 януари 1955 г. се появи съобщение за решението на съветското правителство да окаже научно-техническа помощ на други държави за създаване на научно-експериментални бази в областта на ядрената физика и използването на атомната енергия за мирни цели. Конкретно вече съветското правителство предложи да окаже всестранна помощ при организиране на работата в областта на използване на атомната енергия за мирни цели на Китайската народна република, Полската народна република, Чехословашката република, Румънската народна република и Германската демократична република. По този начин Съветският съюз доказа на дело искрения си стремеж към мирно използване на атомната енергия.

Настоящият сборник може да бъде от полза на съветските читатели, които желаят да се запознят с материалите, публикувани в чуждестранния печат по въпроса за възможността да бъдат използвани ядрената енергия и продуктите на деление за промишлени цели.

I. ЕНЕРГИЙНИ ЯДРЕНИ РЕАКТОРИ

УВОД

Брошурата съдържа изложение на докладите, престанали да бъдат вече поверителни, изнесени пред Комисията по атомна енергия от четирите групи представители на промишлени фирми. За една година тези групи разработиха програмата за развитие на атомната енергетика и прецениха перспективите за участие на частната промишленост при използването на ядрени реактори за произвеждане на електрическа енергия и делец се материал. Оценката се състоеше в изследване както на техническите, така и на икономическите проблеми, свързани с използването на ядрените уредби за производство на електрическа енергия, предназначена за промишлени цели, за комуналното стопанство и за битови нужди. Публикуваните материали представляват едва една трета или една четвърт от общия обем на поверителните доклади. В тук изложените доклади са подбрани, доколкото позволяват установените цензорни ограничения, тавка сведения, които са ценни за инженерите и за всички лица, интересуващи се от перспективите за развитие на ядрената енергетика.

Макар че още от началото на Втората световна война частната промишленост в контакт с правителството участва в осъществяването на програмата за развитие на атомната промишленост, все пак Комисията по атомна енергия от момента на своето създаване в 1947 г. е търсила пътища за привличане на частната промишленост към максимално участие в промишленото използване на ядреното деление. Така, когато Ч. Томас от фирмата „Монсанто Кемикъл Ко“ през лятото на 1950 г. изказа предположението, че промишлеността е в състо-

¹ Първата част от настоящия сборник представлява превод на сборника от доклади „Reports of U. S. Atomic Energy Commission on Nuclear Power Reactor Technology“, United States Atomic Energy Commission, Washington, май 1953 г. — Бел. рус. ред.

яние да конструира, построи и експлоатира със собствени средства ядрен реактор за производството на плутоний и електрическа енергия, Комисията по атомна енергия подложи това предложение на необходимото обсъждане.

Скоро след войната бе получено аналогично предложение от фирмата „Дау Кемикъл К°“. Докато тези предложения се разглеждаха, комисията се обърна към други частни предприятия с молба да излязат с допълнителни предложения; през лятото на 1951 г. тя успя да се договори с четири групи фирми — всяка група да изследва и изучи със собствени средства технологията на реакторите.

В тези четири групи влизаха „Къмънуелс Едисън К°“ и „Пъблик Сървис К°“ от северен Илиноис; „Дау Кемикъл К°“ и „Дитройт Едисън К°“; „Монсанто Кемикъл К°“ и „Юниън Електрик К°“; „Пасифик Хидро Електрик Пауър Стейшън енд Електрик К°“ и Бечтъл Корпорейшън.¹

Споразуменията, които се разглеждаха като първа стъпка към възможно участие на промишлеността в развитието на ядрената енергетика, предвиждаха, че посочените по-горе четири групи ще изследват и проучат състоянието на технологическия процес в реакторите за следните цели: 1) определяне техническите възможности за конструиране, построяване и експлоатиране на реактори с двойно предназначение, т. е. на реактори, които биха могли да се използват както за производството на делещи се материали, така и за получаване на енергия; 2) изясняване на икономическите и техническите перспективи за построяване на такива реактори в най-близките години; 3) определяне възможността за извършване на необходимите изследвания и усъвършенствования и 4) даване препоръки относно участието на промишлеността в конструирането, построяването и експлоатирането на такива реактори.

Компаниите поеха върху себе си всички разходи, свързани с работата на техните групи, а комисията на свой ред им даде необходимата за запознаване с въпросите литература, отнасяща се до технологията, и даде възможност на изследователския персонал на групите да разгледа заедно с научните работници и инженерите на комисията и на помощните организации както поверителните, така и неповерителните материали. За това проучване бяха определени 12 месеца.

¹ През есента на 1952 г. Комисията по атомна енергия сключи аналогично споразумение с друга група фирми: „Пайъниир Сървис енд Инджиниир К°“ (Чикаго) и „Фостър Уилър Корпорейшън“ (Нюйорк).

На повече от 100 инженери и научни работници от осем фирми беше разрешен достъп до поверителните данни. Те посветиха времето си за проучване на научните отчети, посещаване инсталациите на Комисията по атомна енергия и беседи със сътрудниците, работещи в областта на ядрените реактори. Към времето, когато групите представиха докладите си, т. е. към лятото на 1952 г., техните разходи за тази дейност се изчисляваха приблизително на 1 млн. долара.

Несъмнено докладите съдържаха поверителни данни. В кратко време копия от докладите бяха разпратени на квалифицираните научни сътрудници и инженерите, специалисти по реакторите, работещи в разните лаборатории на Комисията по атомна енергия, и през октомври 1952 г. едно сбито изложение на тези доклади бе публикувано в поверителното периодично списание на Комисията по атомна енергия. Групите считаха, че част от резултатите от тяхната работа трябва да не се счита повече за поверителна и да се публикува с цел да се информират колкото се може по-широко деловите кръгове на онези фирми, които сами не са в състояние да създават изследователските групи за работа в тази област.

Публикуваните доклади са съставени от промишлените фирми; те съдържат данни, засягащи изследванията по развитието на атомната енергетика. Все пак докладите бяха подгответи в съгласие с определени условия, едно от които беше, че групите трябва да разгледат възможностите за създаване на реактори с двойно предназначение. Ето защо приведените тук конструкции не са непременно такива, каквито биха могли да бъдат избрани, ако изследванията бяха насочени към създаването на чисто енергийни реактори, където произвежданият плутоний би се оценявал само като гориво.

Друго изискване на договорите предписваше да се проучат конструкциите на реакторите, които биха могли да се построят в най-близките няколко години. Компаниите насочиха дейността си по линията на изучаване и запазване както на принципите и елементите на проверените конструкции, така и на експлоатационните условия, даващи възможност за най-бързото им завоюване.

Необходимо е също да се вземе под внимание, че поради твърде краткото време на проучване и поради ограничения опит на много инженери в областта на конструирането на реактори тези доклади не може да се разглеждат като подробни архитектурно-технически проекти; те по-скоро представляват предварителна оценка на възможностите, направена от инженерите заедно с деловите кръгове.

По съображения от поверителен характер в приведения материал не се излага цялата извършена работа; съдържат се само някои данни, които характеризират конструкцията и икономиката на реакторите. Въпреки това може да се каже, че оповестяването на тези съкратени доклади ще даде полезен макар и непълен преглед на възможностите и проблемите, свързани с производството на електрическа енергия от ядрено гориво.

Докладите запознават читателя с различните видове реактори, които могат да се използват за поставената цел. Всяка група е избрала за проучване един вид реактор, считайки го за най-обещаващ. При самото проучаване с оглед на по- подробното изследване на другите видове реактори групите понякога изменяха първоначално направления избор.

В доклада за фирмите „Дитройт Едисън К“ и „Дау Кемикъл К“ проблемата се разглежда в общи черти, без да се конкретизира конструкцията на реактора. В трите останали доклада се дава описание на определените проекти, където се съдържат основните детайли на конструкцията.

И четирите групи са единодушни в своето мнение, че създаването на реактор с двойно предназначение е технически осъществимо и че стойността на получавания при това плутоний би снижила стойността на енергията. Освен това те дойдоха до заключение, че в най-близко бъдеще не може да бъде построен чисто енергийен реактор, който да бъде при това икономически изгоден. Най-сетне всички групи изразиха готовност и желание да продължат работата си за по- подробно проучване и усъвършенствуване на реакторите.

След като всички групи завършиха изследванията си и представиха доклади за резултатите от своята работа, Комисията по атомна енергия и другите заинтересувани учреждения на правителствените изпълнителни органи решиха да продължат разглеждането на въпроса за реакторите и за бъдещата им роля; сега проектът на програмата е подгответ за представяне в Конгреса.

Напълно естествено е, че публикуваното сбито изложение на докладите ще заинтересува на първо място промишлените кръгове и инженерите. Вземайки предвид техническата важност на тези доклади, съвещателният комитет за промишлена информация обръща внимание на читателите върху следното: „Ценността на тези доклади за промишлеността се състои не в описанието на детайлите на проектите и на конструкциите на реакторите изобщо, а в разработката на конструкцията на реактор с предполагаемите устройства за добиване на електриче-

ска енергия. Макар че близкото запознаване с принципите на проектиране на реактора и методите на неговата експлоатация би било полезно за инженера-енергетик, на първо място той се интересува не от специфичните подробности на конструкцията на реактора, а от такива данни, като температурите, при които работят реакторите; видовете и характеристиките на използваниите топлоносители; разход, налягане и размери на тръбопроводите; видове, размери и производителност на помпите, вентилаторите и другите спомагателни съоръжения. Инженерът-енергетик особено се интересува от въпросите относно разположението на уредбата и, разбира се, от икономиката на предлаганите уредби. За инженера-енергетик е необходимо понататък да знае принципите на работа и работните характеристики на системата на управление на реактора, тъй като тя трябва да бъде обединена със системата на управление на цялата електрическа централа.

Някои подробности, много от които са твърде ценни, се дават в докладите, които вече не са поверителни.

Съвещателният комитет напомня за съществуващото всред инженерите-енергетици мнение, че ядрено-енергийните уредби могат да работят при същите високи температури и същите високи налягания, както и съвременните уредби, които работят с обикновено гориво. Обаче отчетите показваха, че това не е така (поне при началния стадий на развитие на ядрената енергетика). Във всички проекти се предполага използването на обикновените парни турбини, подхранвани от бойлери (топлообменници), които на свой ред получават топлина от топлоносителя, приточващ през ядрения реактор. Само в един от проектите за тези уредби се използва пара, чието налягане превишава 500 фунт/дюйм² или чиято температура превишава 750°F. Обаче при по-нататъшното усъвършенствуване на материалите за строеж на реактори (притежаващи изискваните ядрени свойства и способност да противостоят на повишени температури и налягане и т. н.) би било възможно да се реализира намаляване на капиталните вложения в турбини и повишаване на топлинния коефициент на полезно действие чрез увеличаване на налягането и на температурата.

ЯДРЕНИ РЕАКТОРИ ЗА ПРОИЗВЕЖДАНЕ НА ЕЛЕКТРИЧЕСКА ЕНЕРГИЯ¹

В основата на проектите за двата реактора, описани в настоящия доклад, лежат три главни изисквания: 1) получаване на плутоний и електрическа енергия, 2) използване на гориво от естествен уран, 3) максимално използване на съществуващия технологически опит на реакторите. На първо място за разработване бе избран реактор с газов топлоносител и графитен забавител, тъй като съществува голям опит във връзка с конструирането, построяването и експлоатирането на сходни реактори, по-специално на такива като Брукхавенския или Хенфордския. Предполагаше се, че в този случай ще бъде необходима по-малка екстраполация на проектните данни, а следователно и по-малко време и разходи за изследване и разработване.

Като следващ реактор бе избран реактор с топлоносител и забавител от тежка вода. Важни изследвания за подобен вид реактор бяха извършени от Аргонската национална лаборатория. Чикагската група на Комисията по атомна енергия и Аргонската национална лаборатория не само представиха резултатите от своите изследвания на разположение на фирмите „Къмънуелс Едисън Ко“ и „Пъблък Сървис Ко“, но и в продължение на цялата работа им даваха ценни съвети.

РЕАКТОР С ГАЗОВ ТОПЛОНООСИТЕЛ

Реактор

По същество този реактор се състои от два правилни графитни цилиндъра (секции) с обща осова линия; цилиндрите се допират един до друг с основите си. В цилиндрите са разположени в определен ред блокчета от естествен уран, които образуват решетката на реактора. Каналите за блокчетата, минаващи паралелно на оста на цилиндъра, се охлаждат с газ,

¹ Доклад на „Къмънуелс Едисън Ко“ и „Пъблък сървис Ко“.

който прониква в системата през тесен централен процеп между двата цилиндъра, в който газът се разделя на два потока, които се насочват навън през двете секции на реактора. Графитните цилиндри са заобиколени от сферична стоманена обвивка, способна да издържа налягането, което се създава в реактора.

Забавител. Като забавител се използува графит, тъй като той притежава необходимите ядрени и механични свойства и освен това може винаги да се намери в необходимите количества. За максимално използване на неutronите е нужен графит с висока чистота и голяма плътност.

Две цилиндрични секции, всяка от които има диаметър от 35 фута и дебелина 10 фута, образуват активната зона на реактора, в центъра на която има пространство за влизане на газовия топлоносител. На периферията на всяка цилиндрична секция се намира графитен пояс от по-ниско качество, изпълняващ ролята на отражател.

За активната зона на реактора се изискват приблизително 985 m графит с висока чистота. Като се имат предвид съединенията на клинове¹, каналите за блокчета и припуските (наддавките) за обработването, за активната зона ще са необходими 1330 m графит. Приблизително 500 m по-малко пречистен графит ще бъдат необходими за отражателя, който обкръжава активната зона на реактора. Вземайки предвид съединенията на клинове и припуските за обработването, за отражателя ще са необходими всичко приблизително 660 m по-малко пречистен графит.

Топлоотделящи елементи. В последните конструкции на реактори с графитен забавител топлоотделящите блокчета имаха цилиндрична форма; те се покриваха със защитна обвивка от алуминий с висока чистота. Обаче всички тези реактори са реактори от нискотемпературен вид и не са пригодени за използване на отделящата се топлина за енергетични цели.

В предлагания реактор топлоотделящите блокчета, изработени от метален уран, притежават централна кухина и са снабдени с ребра, с които те се допират до повърхността на каналите в активната зона. Бе прието, че топлината се генерира равномерно в обема на метала и конструкцията на топлоотделящите елементи се разработва като се излизаше от предпо-

¹ Вид съединение на графитовите блокчета, при което връзката между отделните блокчета се постига чрез вдълбнатини и издътци по стените им. —
Бел. бълг. ред.

ложението, че топлинният поток от всички части на повърхността ще бъде равномерен. За да се предотврати преминаването на урана в β-фаза, неговата максимална вътрешна температура не трябва да надминава 1000°F .

Предлага се специален метод за поставяне на обвивка върху топлоотделящите елементи; предварителните изпитвания показваха, че този метод трябва да бъде достатъчно ефективен. Обаче преди да бъде окончателно разработена една приемлива конструкция, трябва да се продължат по-нататъшните изследвания. Забележимо увеличаване на мощността на реактора, може да се получи при създаването на такава сплав и разработването на такъв метод на поставяне на обвивката, които биха позволили да се увеличи вътрешната температура на топлоотделящия елемент от 1000°F (приета в дадения проект) приблизително до 1300°F . Главни условия, благодарение на които е избрана температура, равна на 1000°F , са фазовото преминаване в урана при температура 1200°F и точката на топене на сплавта, предложена за обвивка.

Топлоносител. Бяха разгледани цяла редица газове, имащи подходящи топлинни характеристики, обаче повечето от тях бяха отхвърлени или поради нежелателни ядрени свойства, или заради химическа нестабилност при облъчване. За топлоносител бе избран инертен газ — хелий, който не образува химически съединения с урана и има нулево сечение за захващане на нейtronите. Този газ притежава сравнително висока специфична топлоемкост, обаче плътността му е много малка. Тъй като необходимата мощност за прекарване на циркуляция газ с помпа е право пропорционална на неговия обем, използването на хелия, намиращ се под налягане, намалява съществено необходимата мощност за пренасяне на дадено количество топлина. Вземайки предвид пределно допустимите напрежения, възникващи в ограничаващия стоманен корпус (със сферична форма), а също и нарастващите трудности на герметизацията и трудността да се създаде сигурна работа на клапаните при по-високи налягания, беше прието, че налягането в корпуса трябва да се равнява на 10 atm . Тъй като се постига значителна икономия на мощността, необходима за прекарване на газа с помпа чрез използванието на минимално количество необходим газ във всеки канал, и тъй като крайната температура на газа трябва да бъде висока, желателно е да се предвидят ограничители на разхода на газ в онези канали, за които налягането в подхранващия процеп е по-високо, отколкото е необходимо. Следователно, за да се осигурят оптимални условия за работа

по целия обхват на натоварванията, трябва да се осигури много добро дроселиране на хелиевия поток в каналите. За да се определи желаната големина на работното налягане и на амплитудата на налягането на газовия топлоносител, минаващ през каналите, бяха направени редица изчисления. В резултат на изчисленията, извършени по метода на последователните приближения, бе определено, че най-целестъобразно е работно налягане от 10 атм и амплитуда на налягането в каналите от 3 фунт/дюйм⁸, без да се смятат загубите при влизането и излизането. Някои данни за тези работни условия и за най-благоприятната конструкция на топлоотделящия прът са приведени в табл. 1.

Таблица 1

Резултати от изчисленията при работно налягане от 10 атм

Обща мощност (топлинна), мгвт	350
Входна температура на хелия, °F	450
Изходна температура на хелия, °F	742
Разход на хелий, фунт/час	$3,27 \cdot 10^6$

Корпус на реактора. От данните за размерите на секциите на реактора и големината на работното налягане следва, че необходимият диаметър на сферичния обем трябва да бъде равен на 44 фута. Наличността на отвора позволява да се подава уран в активната зона. Тези отвори са снабдени със затварящи приспособления, които предотвратяват загубата на хелий, имащ температура 750° и намиращ се под налягане от 10 атм.

В долната част на корпуса има отвор за изваждане на облучения (отработен) уран, съединен чрез канал с камерата, в която се съхраняват блокчетата, намираща се под реактора. Това пространство е недостъпно за обслужване, тъй като облучените уранови блокчета, които трябва да се извадят от сферичния корпус и да се сложат в камерата, където те се съхраняват, притежават висока активност.

В корпуса има отвори за влизане и излизане на хелий, използван за пренасяне на топлината от урана, намиращ се в реактора към бойлера, който изработва пара за турбината. Тези отвори са наредени равномерно около активната зона с цел да се създадат еднакви газови потоци през каналите в графита, запълнени с гориво.

В корпуса има също отвори за нареждане на управляващите пръти и на измервателните уреди. Отворите за управляващите пръти се намират отгоре, а отворите за уредите — на различни места. Всички тези отвори са „глухи”, тъй като към

корпуса се заваряват затворени от единия край тръби, излизящи от него или намиращи се в него. По този начин при поставяне на уредите в тези тръби или при изваждането им от тръбите не се губи хелий, а съществуващото в корпуса налягане не упражнява въздействие върху поставените във вътрешните тръби уреди. В подаващите се от корпуса тръби, снабдени със затварящи клапани, които са зад биологичната защита, се намират управляващите пръти. Това позволява да се вкарва прътът в закритата тръба, да се затваря затварящият клапан и да се свали външната част на закритата тръба за текущия ремонт на пръта.

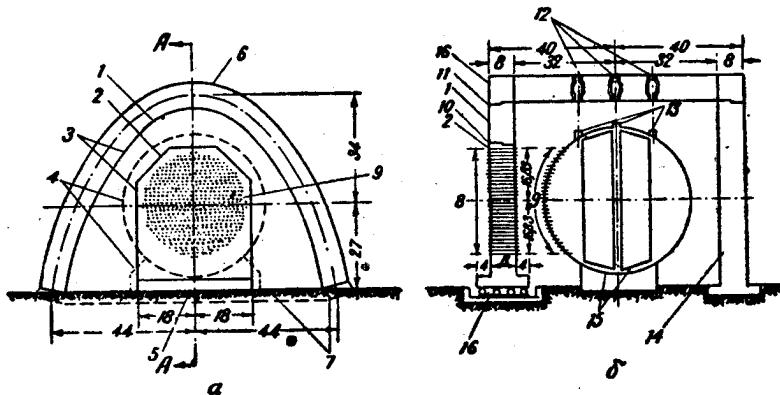
Корпусът е споен от листове нико легирана стомана (марка SA204, клас *B*), дебела 1,67 дюйма; той лежи върху бетонна основа, имаща правоъгълна форма с размери 24×21 фута. На една от страните на корпуса се намират къси безшевни тръби, припоени към вътрешната и външната страна на страната. Тези тръби са разположени върху площ, равна приблизително на 35 фута в диаметър. Противоположната страна на корпуса няма отвори.

Осемнадесет 24-дюймови входни и тридесет и шест 24-дюймови изходни прохода за газа минават в три концентрични кръга паралелно на страната, откъм която се пълни реакторът. Входните проходи са перпендикулярни към повърхността на корпуса; плоскостта, в която се намират центровете на тези проходи, минава през центъра на пространството между двете секции на активната зона на реактора. При преминаването на тези 24-дюймови прохода през отражателя формата им се изменя и пред входа в пространството между секциите на реактора тя става правоъгълна. Изходите за газовете се разполагат в два концентрични кръга по двете страни на входния процеп.

Цялата външна повърхност на сферата се обработва с пясъкоствруен апарат, а след това върху нея се слага метална покривка, представляваща сплав от 70% сребро и 30% кадмий. Тази покривка служи за намаляване на потока от неutronи, който излиза от повърхността на корпуса, под чието действие се облъчва въздухът, намиращ се вътре в биологичната защита. С такава сплав се покриват хелиевите тръбопроводи, намиращи се извън корпуса.

От края на всеки графитен канал излиза тръба, приварена на съответното място към стената на корпуса на реактора; това позволява да се пълнят каналите с гориво от външната страна на корпуса. Някои детайли в устройството на корпуса са дадени на фиг. 1.

Заштита и вентилация. Около всички части на реактора, които могат да бъдат източници на лъчение (от придалената им активност или поради това, че там има радиоактивни вещества), се предвижда защита, която осигурява безопасни условия за работа на обслужващия персонал.



Фиг. 1. Устройство на биологичната и радиационната защита на реактор с газово охлаждане. Сферичният корпус е направен от стомана марка SA204, клас B, дебела 1,67 дюйма, с диаметър 44 фута. Корпусът се монтира след изливане на бетонния свод. Предполага се, че през свода не ще прониква радиоактивно лъчение (всички размери на фигуранта са дадени във футове):

a — напречен разрез; b — разрез по А—А

1 — неподвижна част на челината стена; 2 — подвижна част на челината стена; 3 — места на съединенията, които допускат разширение или разместване; 4 — вътрешна стоманена сфера и бетонна основа; 5 — удължаване за колела и релси; 6 — главен свод; 7 — фундамент; 8 — съединителни тръби (щуцери) стандартен тип, дълги 9 фута, с огънати краища за заваряване; 9 — безшевни стоманени тръби; 10 — подвижно съединение; 11 — температурен шев; 12 — осемнадесет 24-дюймови (по външен диаметър) проходни втулки вътре в уплътнителните кутии (дебели 0,75 дюйма) на всяка централна линия; проходните втулки в тръбите трябва да имат защита; 13 — осемнадесет 24-дюймови съединения на всяка централна линия, щамповани от ламарина, дебела 0,75 дюйма; разстояние между центровете 5 фута и 1 дюйм; 14 — напълно закрепена с (неподвижна) или подвижна челина стена (аналогично на противоположната стена); 15 — графти; 16 — тридесет и две колела (с ролкови лагери) на релси

Както е показано на фиг. 1, защитният кожух обкръжава напълно корпуса на реактора. Той е направен от бетон с примес от смлян варовик, който се прибавя, за да се повиши максимално топлинното съпротивление на бетона.

Под корпуса защитата е от усилен стоманобетон, дебел 10 фута, служещ едновременно за основа на реактора. Откъм страната, от която се пълни реакторът, на разстояние 10 фута от него има вертикална бетонна стена, дебела 8 фута; тя се опира на ролки и може да се придвижи при термично удължаване на тръби за пълнене, които минават през тази стена и през

корпуса. От задната страна на корпуса на разстояние 6 фута от него се разполага друга вертикална бетонна стена, дебела 8 фута. От двете други страни, а също и отгоре корпусът е закрит с бетонен свод, дебел 8 фута, чиито подпори лежат в основата на реактора. Този свод покрива вертикалните стени, като се долепва до горната им част. Съединяването на стените с вътрешната повърхност на свода е стъпаловидно, което предотвратява пряткото преминаване на лъчение през процепа.

Вътрешните повърхности на тези защитни стени, както и подът са покрити със стоманени листове с площ от 1 фут², дебели 6 дюйма, които се прикрепват със стоманени болтове с дюймова (цолова) резба, минаваща през отворите, намиращи се в центъра на всяка плоча.

Хелият, който влиза в реактора и излиза от него, минава през специални секции на защитата с пръстеновидни проходни втулки с диаметър 30 × 24 дюйма, които отслабват интензивността на прекия неутронен спол, излизащ през проходните втулки.

Трябва да се вземат всички мерки да бъдат сведени до минимум преминаването на лъчение навън през защитата и изтичането на въздуха, намиращ се в защитата. Този въздух се нагрява от допира с горещата повърхност на корпуса, от желязните листове и от вътрешната повърхност на бетона и като се издига, влиза в тръбата, създавайки тяга, поради което по-точите въздух се насочват вътре в защитата. Влизаният въздух става радиоактивен и затова при изхвърлянето му из тръбата трябва да се разреди предварително.

Тръбата идва до задната стена на защитата. Въздухът нализа в тръбата през отвора с капак, разположен над свода близо до задната стена. Идващият към тръбата въздух се проверява за радиоактивност; чрез регулиране на тягата в изсмукващия отвор може да се получи необходимият въздушен поток.

Ще прибавим, че вентилационната система на сградата на реактора може да осигури най-малко 12 пъти сменяване на въздуха за 1 час.

Пълнене и изпразване. Използваната система на пълнене и изпразване осигурява непрекъсната работа на реактора, защото в противен случай се намалява ефективността на уредбата, произвеждаща електрическа енергия. Освен това, ако не е необходимо да се вади всеки път напълно съдържанието на канала при пълненето, количеството на образуващия се плутоний на 1 фут³ вложен метал се увеличава.

С помощта на устройството за пълнене външната половина на блокчетата в сферичния сегмент, който е най-близо до страната, откъм която се пълни реакторът, се прокарва през графита и става външна половина на блокчетата на другия сферичен сегмент, отдалечен от същата страна. След напълването с пресни блокчета вътрешната половина на канала във всеки графитен сферичен сегмент също съдържа блокчета от пресен уран, както и външната половина на канала, намираща се близо до страната, откъм която се пълни реакторът. Такава последователност осигурява равномерно облъчване на урановите блокчета, тъй като плътността на неutronите при входното и изходното чelo на графитните секции на реактора е по-малка, отколкото в центъра.

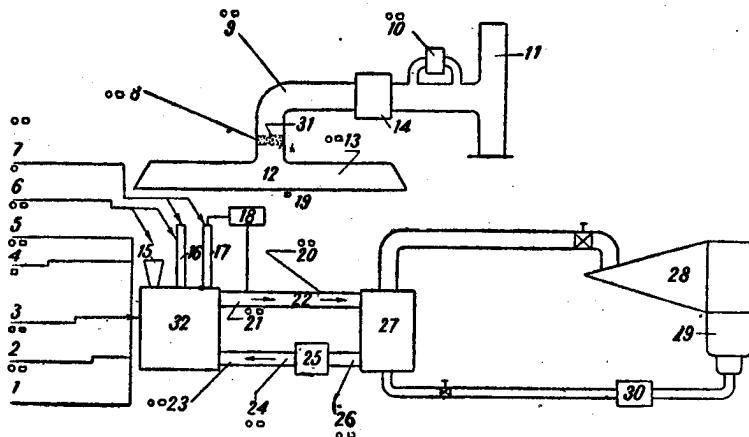
Облъчените блокчета се извличат из реактора от задната страна и се събират в дъното на корпуса, откъдето през отвор с шлюзов затвор се преместват в камерата, където се съхраняват. Може да се пълнят два канала едновременно, като се използва 6-цилиндрово устройство за пълнене. Цилиндрите придвижват блокчетата в корпуса чрез сгъстен хелий, а блокчетата се изтласкват из корпуса чрез вътрешното налягане.

Управление на реактора и измервателни уредби. Най-важни са уредите, измерващи мощността и периода на реактора,* температурата и налягането на топлоносителя. Главните функции на управляването се изпълняват от управляващите пръти, които се преместват ръчно или полуавтоматично. Предохранителните устройства се състоят от автоматични спирачни релета, които започват да работят при извънредно големи потоци на лъчение и при голяма мощност или когато се достигне до недопустима за топлоносителя температура. На фиг. 2 са дадени детайлите на контролната и измервателната система на реактора.

Управляващите пръти се поставят автоматично по такъв начин, че като се изменя интензивността на неутронния поток, се постига постоянна температура на хелия, който постъпва в парния котел. Прътите са снабдени с дистанционни индикаторни механизми, които дават възможност на оператора да определя бързо положението им. Използват се специални устройства за придвижване на прътите така, че те да могат да работят известно време с пълен капацитет даже и при излизане от строя на системата, която осигурява реактора с електрическа енергия.

* Времето, за което броят на неutronите в реактора се увеличава „e“ (основата на натуралните логаритми) пъти. — Бел. бълг. ред.

Осем вертикално поставени аварийни пръти от борна стомана, закрепени в нормално състояние със захватки, падат в отворите на графита и бързо спират работата на реактора при всеки от следните случаи, когато:



Фиг. 2. Схема за подреждане на уредите, предназначени за контролиране и управление на реактор с газово охлаждане:

○ — уред, свързан със звуковата електрическа сигнализация; + — уред, свързан с електрическата сигнализация и аварийната защита; □ — показващ или записващ уред; 1 — контролиране скоростта на потока на топлоносителя във всички охлаждящи канали; 2 — измерване температурата на графита и метала; 3 — непрекъснато измерване на ултравиолетовата и инфрачервенията на различните части на реактора; 4 — измерване скоростта на увеличаване на мощността в реактора; 5 — измерване мощността на реактора посредством метода; 6 — съединение с контура на автоматичното изключване; 7 — надмарица се върху командното табло указатели за положението на управляващите пръти и на прътите на аварийната защита; 8 — контролен филтър за радиоактивен прах; 9 — показващ уред за измерване потока на въздуха и налягането; 10 — проверяване на газа за радиоактивност; 11 — вентилационна тръба; 12 — вентилационна система; 13 — уред за откриване утечките на хелий; 14 — изсмуквателен вентилатор; 15 — пълнеж от бор; 16 — прът на аварийната защита; 17 — управляващ прът; 18 — сервомотор; 19 — регулиране на управляващите пръти за поддържане на постоянна температура на топлоносителя; 20 — измерване на налягането и на разхода на хелий; 21 — измерване температурата на топлоносителя при изливане; 22 — хелий; 23 — измерване температурата на топлоносителя при влизането му; 24 — измерване чистотата на газа; 25 — газодувка за хелия; 26 — измерване и записване на радиоактивността; 27 — бойлер; 28 — турбина; 29 — кондензатор; 30 — помпа; 31 — филтър за праха; 32 — реактор с газово охлаждане

- 1) плътността на неutronите, която се контролира с помощта на съответните ионизационни камери, разположени близо до реактора, надминава безопасната стойност;
- 2) температурата на газа, излизаш от реактора, надминава безопасната стойност;
- 3) налягането в реактора веднага спада, което е последица от изтичане на хелия от системата, в която се движи;
- 4) се прекратява захранването с електрическа енергия;

- 5) периодът на реактора става по-кратък от минималната стойност;
- 6) се намалява разходът на хелиевия топлоносител;
- 7) се задействува един от бутоните за автоматично изключване при възникване на някаква опасност.

Свойственият на реактора с хелиев топлоносител и графитен забавител отрицателен температурен коефициент създава тенденция към самозащита на системата, което се изразява в това, че мощността на реактора се намалява при намаляване или прекратяване на подаването на топлоносителя.

Необходимо е да се измерва разходът на хелий, да се контролира налягането, чистотата и радиоактивността му. Това позволява да се открият дефектите в отделящите топлина елементи, в хелиевите контейнери или тръбопроводи.

Изтичането на радиоактивен газ се открива от групите ионизационни камери, разположени навсякъде в сградата на реактора и свързани с регистрираща и сигнална система. Допълнително се използват преносими уреди.

Топлообменна система

Цикъл на хелия. Циркулиращият през реактора хелий се нагрява и след това минава през бойлера, в който хелият, като отдава топлина на водата, я превръща в прегрятата пара. От бойлерите хелият попада в газодувките*, които възстановяват необходимия напор в контура и възвръщат газа в реактора. Тъй като топлоносителят трябва да минава много пъти през реактора, газопроводите трябва да имат подходящи размери. В проекта се предвиждат 12 отделни контура на топлоносителя, всеки от които се състои от работен тръбопровод за хелия, бойлер и газодувка. Поради това че изходната температура на хелия е сравнително голяма, за пренасяне на необходимото количество топлина трябва да се прекарва с помпата голямо количество хелий. Количество на прекарвания с помпа хелий и другите данни, които характеризират хелиевия цикъл, са дадени в табл. 2.

Бойлери. Бойлерите, използващи топлината на хелиевия топлоносител, са прости по конструкция, тъй като газът за разлика от горивото не съдържа пепел или продукти на непълно изгаряне, които да се отлагат по тръбите. Сравнително ниската

* Високонапорен вентилатор. — Бел. бълг. ред.

Таблица 2
Данни, характеризиращи хелиевия цикъл

Температура при влизане, °F	650
Температура при излизане, °F	384
Амплитуда на температурата, °F	266
Специфична топлина на хелия	1,25
Разход на хелий, 10^6 фунт/час	3,27
Общо количество на предаваната топлина, $10^6 \text{ Б. т. е./час}^*$	1085
Относителен обем при температура 384 °F и налягане 10 атм, $\text{фут}^3/\text{фунт}$	15,4
Разход на газ при излизането, $\text{фут}^3/\text{мин}$	840 000
Относителен обем при температура 650 °F и налягане 10 атм, $\text{фут}^3/\text{фунт}$	20,3
Разход на газ при влизането, $\text{фут}^3/\text{мин}$	1 106 000

температура на хелия, равна на 650°F, не може да предизвика прегряване на обикновените стоманени тръби, даже и когато се прекрати подаването на вода. Използват се бойлери от право-токов тип, в който икономайзерът, парогенераторът и пренагревателят са съединени в една последователна верига. Тръбопровод за вода с диаметър 3,5 дюйма минава през кожуха на бойлера чрез компенсационен щуцер и се съединява с 6-дюймовия входен колектор. Четиридесет и осем тръби с външен диаметър от 1 дюйм излизат хоризонтално от колектора със стъпка от 2 дюйма

Таблица 3

Технически характеристики на бойлерите

Необходимо количество бойлери	10
Пара :	
разход, фунт/час	90 600
температура, °F	525
налягане (манометрично) фунт/дюйм^2	250
Вода :	
температура, °F	109
необходимо налягане, фунт/дюйм^2	792
Хелий :	
температура при влизане, °F	650
температура при излизане, °F	384
налягане при влизане (абсолютно), фунт/дюйм^2	147
амплитуда на налягането, фунт/дюйм^2	0,35
разход, фунт/час	$3,27 \cdot 10^6$

* Б. т. е. — британска топлинна единица; 1 Б. т. е. е равна на 0,252 ккал. — Бел. рус. ред.

като образуват серпентина с 43 извивки (във вид на дамски фуркет), имащи стъпка по верикалата също равна на 2 дюйма. Тези тръби завършват с паров колектор с диаметър 8 дюйма, който излиза навън през другия компенсационен щуцер. Във всеки контур има 95 извивки. Кожухът на котела с диаметър 13 фута и дължина, равна приблизително на 23 фута и 6 дюйма, има от двата края отвори с фланци с диаметър 6 фута, към които са присъединени хелиевите тръбопроводи.

В системата на топлообмена се използват 12 бойлера, макар че за разглеждания енергетичен реактор биха били достатъчни 10 бойлера. Техните технически характеристики се дават в табл. 3.

Параметрите на парата са приведени на табл. 4; предполага се, че противоналягането в кондензатора е 2,5 дюйма жив. ст.

Таблица 4
Параметри на парата

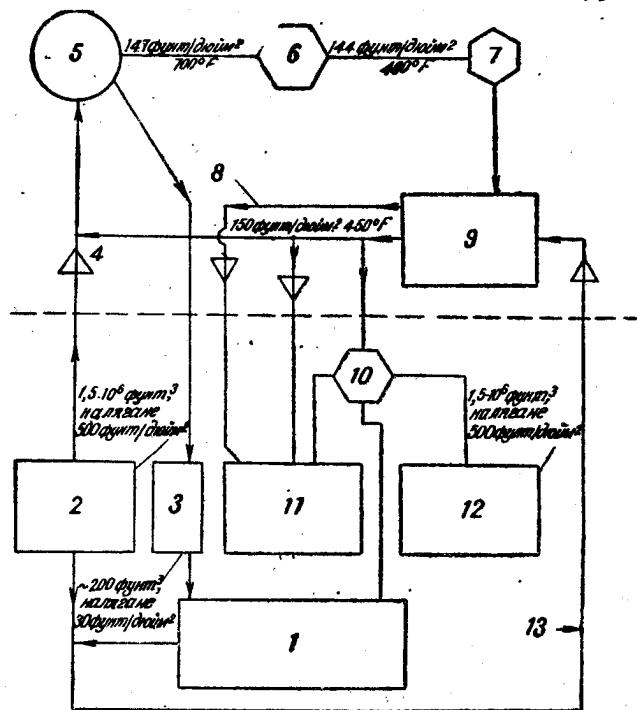
Топлосъдържание на парата, Б. т. е./фунт	1276
Топлосъдържание на водата, Б. т. е./фунт	77
Количество на подадената топлина, Б. т. е./фунт	1199
Общо количество на предаваната топлина, 10^6 Б. т. е./час	1085
Разход на пара, фунт/час	906 000

Газодувки. Хелиевите газодувки от осов тип трябва да работят при постоянен разход на хелий. Възможно е само стъпално увеличаване на разхода, определено от производителността на една газодувка. Измененията в пълненето на бойлерите при даден брой газодувки се постигат, като се изменя изходната температура на хелия.

За да се сведе до минимум изтичането на хелий, на валовете са поставени двойни уплътнения, който могат да работят непрекъснато при температура 400°F. Дванадесет газодувки с производителност 75 000 фут³/мин всяка една осигуряват циркулацията на хелия. За да се увеличи сигурността на работата, половината газодувки се привежда в действие чрез парни турбини, а другата — чрез електричество. Благодарение на това се осигурява необходимото охлажддане на реактора при неговото изключване. Техническите характеристики на газодувките са дадени на табл. 6. Газодувките, включително и задвижванията им, имат приблизително следните параметри: дължина 20 фута, широчина 9 фута и височина фута.

Бойлерите, вентилите и газодувките влизат в работния контур на реактора. Макар хелият да не става радиоактивен, все

пак той може да бъде заразен с частици от радиоактивни вещества. Подвижните бетонни блокове, дебели 2 фута, изпол-



Фиг. 3. Схема на системата за съхраняване и пречистване на хелий в реактор с газово охлажддане:

△ — съоръжения, регулиращи налягането в показаната със стрелка посока ;
 1 — система на пречистването ; контурът се пречиства всеки десет дни ;
 2 — хранилище за чист хелий с капацитет, отговарящ на 1,25 от капацитета на изцяло напълнена система ; 3 — хелий, идващ от активната зона на реактора ; 4 — вентил ; 5 — реактор ; 6 — топлообменник ; 7 — филтри, ако са необходими ; 8 — линия за отвеждане на протекли хелий през упътнениета (ако е необходимо) ; 9 — газодувка за хелий ; 10 — помпи (помпите трябва да бъдат разнообразни, за да изпълняват следните операции : изпомпване на газа от системата и хранилището ; напълване на резервоара с чист хелий от докарани контейнери ; сгъстяване и подаване на газ в системата на пречистване) ; 11 — мясткично хранилище за очищен хелий с вместимост 225 000 фута³ хелий при налягане 100 фунт/дюйм² ; 12 — хранилище за онечищен хелий с капацитет, отговарящ на 1,25 от капацитета на изцяло напълнена система ; 13 — хелий за упътненията

зувани като защита на контура, позволяват да се обслужват бойлерите и газодувките. В котлите хелият не предава радиоактивност на парата.

Съхраняване и пречистване на хелия. Използваният като топлоносител в реактора хелий трябва да се попълва непрекъснато поради изтичанията през уплътненията на газодувките и вентилите. Предвиждат се необходимите съоръжения за съхраняване, пречистване и циркуляция (чрез помпи) на хелия с ефективно запазване на налягането. На фиг. 3 е дадена подробна схема на тази обширна система. За съхраняване на хелия се използва подземен резервоар, заемащ площ от 45 акра. Вентилните и контролните съоръжения и инсталациите за пречистване се помещават в сгради с обща площ 15 000 фута².

Турбогенератор

Параметри на парата. Смята се, че температурата на хелия при влизането в парния котел, равна на 650° F, практически отговаря на температура на парата от 525° F. Абсолютното налягане на парата, осигуряващо нейната влажност в турбината не повече от 14,7%, възлиза на 265 фунт/дюйм². Тези параметри са приемливи за степените на ниско налягане при съвременните tandem-компаунд машини. Направените изчисления за определяне на оптимален парен цикъл, отговарящ на макси-

Таблица 5

Технически характеристики на газодувките

Газодувка:	
производителност, фут ³ /мин	75 000
стично налягане (абсолютно) при влизане, 10 атм/фунт/дюйм ²	147
развиван напор, фунт/дюйм ²	6
температура на хелия при влизане, °F	384
температура на хелия при излизане, °F	403
брой на оборотите на вала на електродвигателя в 1 мин.	~3600
коффициент на полезно действие, %	78
Електродвигател:	
мощност, к. с.	2500
брой на оборотите в мин.	~3600
вид	асинхронен
напрежение, в	4160
коффициент на полезно действие, %	95
Турбина:	
налягане на парата (манометрично), фунт/дюйм ²	250
температура на парата, °F	525
вакуум, дюйм жив. ст.	1
мощност, к. с.	2800

малното отпускане на енергия на потребителите, показва, че се получава значителна печалба, когато се намалява амплитудата на температурата на хелия в каналите между реактора и бойлера или се употребяват влагоотделители.

Турбина и кондензатор. В табл. 6 са приведени изчислителните данни, които характеризират полезната мощност при всекичасно подаване в бойлера на количество топлина, равно на $1085 \cdot 10^6$ Б. т. е., при температура на парата $525^\circ F$, абсолютно налягане 265 фунт/дюйм² и при налягане в кондензатора от 2,5 дюйма жив. ст. При изчисленията се приемаше, че приблизително половината от електрическата енергия за собствени нужди се осигурява с мотор-генератори, а другата половина — с турбини. Използува се стандартен турбогенератор с мощност 60 000 квт. Ако противоналягането е равно на 1 дюйм жив. ст., може да се постигне мощност (брutto), равна на 67 300 квт, което отговаря на 10-процентно претоварване на турбината и представлява максимална мощност на турбината при нейна номинална мощност, равна на 60 000 квт.

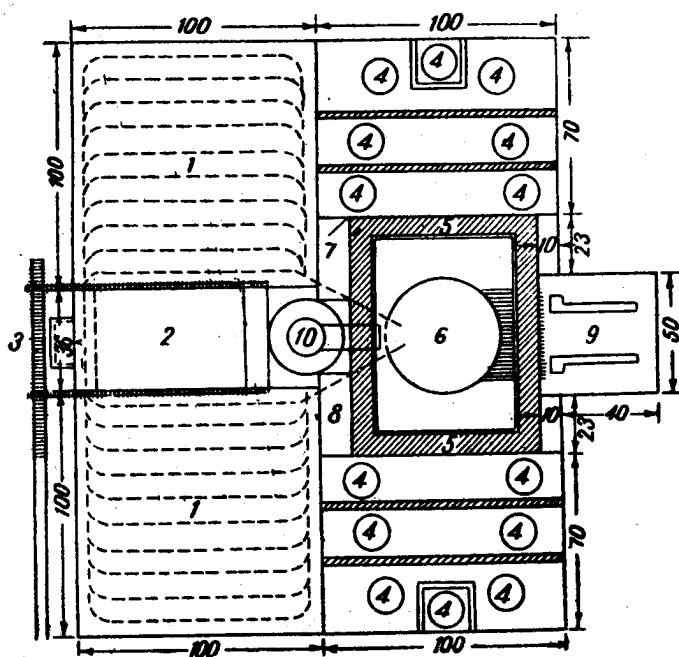
Таблица 6
Изчислителна полезна електрическа мощност

Топлина, подавана на бойлерите, Б. т. е./час	1085.10
Паропроизводителност на бойлерите, фунт/час	906 000
Разход на пара за собствени нужди, фунт/час	158 500
Потребление на пара от турбогенератора, фунт/час	747 500
Топлодържание на парата, постъпваща в турбината, Б. т. е./фунт	1199
Общо количество топлина, подавана на турбината, Б. т. е./час	$895 \cdot 10^6$
Относителен разход на пара, Б. т. е./квтч	14 500
Обща мощност (брutto), квт	61 700
Мощност за собствени нужди: електрическа, квт	15 000
еквивалентна парна мощност, квт	12 000
Полезна мощност (нето), квт	46 700

Както бе споменато в раздела за топлоотделящите елементи, увеличаването на допустимата температура от 1000 до $1300^\circ F$ е изгодно. Изчисленията показва, че ако топлинната мощност на реактора се поддържа постоянна, намаляването на мощността, употребявана за собствени нужди, предизвикано от увеличаването на температурата на топлоотделящите елементи, ще повиши с 29% полезната мощност на системата, без да се увеличи производството на плутоний. Но ако вместо това се под-

държа постоянен тегловният разход на циркулиращия хелий, полезната мощност ще се повиши до 113% и при това ще се увеличи и производството на плутоний.

Контролна система. В контролната система на дадена ядрена енергийна уредба влизат следните звена:



Фиг. 4. План за подреждане на сградите на реактор с газово охлаждане (всички размери на фигурата са дадени във футове):

1 — хранилище за обядено гориво ; 2 — площадка на турбината ; 3 — площадка за мотоваряне на платформите и на автомобилите ; 4 — бойлери и вентилатори ; 5 — биологична защита ; 6 — реактор ; 7 — битове помещения ; 8 — помещение за управлението и администрацията ; 9 — помещение за пълнене на реактора ; 10 — вентилационна тръба

1. Автоматически действуващите управляващи пръти позволяват да се поддържа температурата на излизащия от реактора хелий постоянна и равна на 750° F.

2. Производителността на бойлера се регулира с подаване на вода.

3. В работещите бойлери разходът на хелий остава постоянно при пълен товар на газодувките. Когато се изменя про-

изводителността на бойлера, се изменя не разходът на мина-
ващия през него хелий, а неговата температура.

4. Паропроизводителността на бойлера определя производ-
ството на енергия. Допуска се отклонение на температурата на
парата от проектираната стойност, равна на 525°F при пълна
номинална мощност, до теоретическата стойност 650°F при
нулева производителност.

5. Регулиращите вентили на турбината се управляват от
регулаторите на налягането на парата.

Тъй като е желателно реакторът да се експлоатира при
пълна мощност и да се получава максимално количество плу-
тоний, при намаляване производството на електрическа енергия
се използва парната линия на помощния вентил, водеща към
главния кондензатор. Предназначенето за тази цел кондензатор
може да погълне цялата топлина, отделяща се в реактора. Ли-
нията на помощния вентил се включва автоматично и предпазва
реактора от авария при спиране на турбината.

Мощност, консумирана от уредбата на самата станция.
Системата, която осигурява с електрическа енергия агрегатите
на централата, трябва да бъде проектирана по-сигурно, откол-
кото при обикновените топлинни централи. Най-важно е да се
осигури непрекъснатото протичане на хелий през реактора. По-
ловината хелиеви газодувки и подхранващите помпи на бойле-
рите се привеждат в движение с пара, а другата половина ра-
боти с електродвигатели. Потребността от електрическа енергия
за собствени нужди се осигурява с генератор, а резервното за-
хранване — от електропроводна линия.

Подреждане на съоръженията. Сградата, в която се по-
местват бойлерите и реакторът (фиг. 4), има дължина 250 фута,
широкина 100 фута и височина 60 фута. Откритата част на
сградата с размери 80×40 фута се използва за турбинна зала.
Басейни, дълбоки 40 фута (за подводно съхраняване на облъ-
ченото гориво), са разположени от двете страни на турбинната
зала и заемат площ 20 000 фута². На фиг. 4 е показан също
план за подреждане на главните части на уредбата. Фактиче-
ската площ, заемана от уредбата, е всичко 100 акра плюс зо-
ната за безопасност.

Оценка на стойностите. Данните за стойността на даден
реактор са дадени в табл. 7; отчасти те са получени въз ос-
нова на данните, представени на Комисията по атомна енергия
от Брукхавенската и Хенфордската лаборатории и от различни
 фирм-производителки. Но не всички представени данни бяха
приети; някои бяха измънени според условията на Средния
Запад на САЩ.

Таблица 7
Оценка на стойността на реактор с газово охлаждане

Съоръжения	Стойност в долари
Р е а к т о р :	
бетонна черупка и корпус, включително монтажа	1 040 000
облицовка с чугунени площи	700 000
болтове за облицовката с чугунени площи	100 000
кадмиево-сребърна покривка	100 000
пълнене с гориво ; тръби	2 000 000
контролно-измервателна апаратура ; уреди за управяване	1 200 000
необработен графит с тегло 2400 <i>m</i>	1 000 000
необработен графит с тегло 2100 <i>m</i> , включително обработката и поставянето	1 260 000
подемници и съоръжения за пълнене	300 000
В с и ч к о	7 700 000
Б о й л е р и :	
газо- и тръбопроводи	500 000
вентили	420 000
хелиеви газодувки	1 200 000
дванадесет бойлера	1 200 000
различни фундаменти и т. н.	280 000
уреди за управяване	225 000
водопречистваща уредба	125 000
подемен кран в котелното отделение	75 000
В с и ч к о	4 025 000
Т у р б о г е н е р а т о р :	
турбогенератор с мощност 60 <i>мвт</i> , включително монтажа	2 000 000
фундамент на турбината	100 000
кондензатор, тръби, циркулационни и кондензаторни помпи	720 000
кран в турбинната зала	75 000
тръбопроводи	450 000
уреди за управяване	200 000
маслена система	10 000
система на циркуляция на водата, екранни, тръбопроводи, хлориране и т. н.	500 000
други разходи	250 000
В с и ч к о	4 305 000
Изсмукувателна тръба, висока 500 <i>фута</i>	500 000
Водна система, зона на пазене и хранилище на отпадъчните продукти	100 000
С г р а д и :	
котелна (включително отопление, вентилация, осветление и различни електротехнически съоръжения) с обем 840 000 <i>фута</i> ³ ; помещения за обработка и пазене на гориво с обем 800 000 <i>фута</i> ³ ; помещение на устройството за пълнене с обем 144 000 <i>фута</i> ³ ; различни постройки с обем 116 000 <i>фута</i> ³	4 200 000
Хелиева система	150 000
хелий	

Продължение

Съоръжения	Стойност в долари
хранилища за чист хелий	400 000
хранилища за очищени хелий	400 000
подземно хранилище	320 000
инсталация за пречистване, включително и стойността на сградата	200 000
различни тръбопроводи и съоръжения	180 000
Всичко	1 650 000
Два резервоара	100 000
Електрическа част:	475 000
система за собствени нужди	75 000
временни силови инсталации, комуникации, противопожарни съоръжения	200 000
основни енергийни съоръжения	225 000
електрически устройства на системата за циркулиране на водата, водни резервоари, парни котли и турбини, монтаж на електрическата част	975 000
Всичко	750 000
Система на електропредаване	200 000
Различни разходи:	300 000
инструменти и материали	300 000
запасни части	150 000
временни строителни машини и съоръжения	950 000
уреди за дозаметричната служба	225 000
Всичко	50 000
Подготовка на участъка за строителство, стражеви кулички, ограждане, осветление	1 500 000
участък (минимум 100 акра)*	1 500 000
Стойност на участъка, определена за безопасна зона (препоръчва се 2400 акра)**	4 420 000
Разходи за изследване и разработване	1 700 000
Непредвидени разходи	9 395 000
Механизация, 5 %	34 650 000
Всичко непосредствени разходи	5 350 000
Допълнителни разходи, 15 %	Общо всичко
	40 000 000

Тук не е включена стойността на производството на топло-отделящи елементи и на съоръженията за химическа преработка на тези елементи за извлечение на плутоний.

* 1 акр = 4,047 м². — Бел. бълг. ред.

** Според изискването на комитета, за да се осигури безопасността, площта на участъка трябва да бъде 70 000 акра (на стойност 42 млн. долара).

Кратки изводи

Разгледаният реактор с хелиев топлоносител и графитен забивител и енергийната уредба се характеризират със следните основни черти.

1. Топлинната мощност на реактора е равна на 350 *квт*, реакторът се напълва с естествен уран, температурата на метала е по-ниска от 1000° F.

2. Реакторът представлява сглобена от графит активна зона с цилиндрична форма (с тегло 985 *m*) и графитен отражател (с тегло 498 *m*), затворени в стоманен сферичен корпус, издържащ вътрешното налягане. Топлоотделящите елементи се охлаждат с хелий, който циркулира в две посоки от централния продълговат отвор. Реакторът е обкръжен с дебела 8 *фута* бетонна защитна стена.

3. Общата електрическа мощност е 61 700 *квт* (номиналната мощност е 60 000 *квт*). За собствени нужди се използват приблизително 27 000 *квт* електрическа енергия, при което 12 000 *квт* от това количество се консумират от паросиловите, а 15 000 *квт* от електрическите уредби. Полезната мощност, която може да бъде предадена в електрическата мрежа, е 45 000 *квт*.

4. Турбогенераторът, работещ при налягане на парата от 265 *фунт/дюйм²* и при температура 525° F, изработва 61 700 *квт* електрическа енергия при налягане в кондензатора от 2,5 *дюйма* жив. ст. или пък 67 300 *квт* при налягане в кондензатора 1 *дюйм* жив. ст.

5. Кондензатор с повърхност на охлажддане от 103 000 *фута²* осигурява противоналягане от 1 *дюйм* жив. ст. при температура на охлаждащата вода 60° F.

6. Хелият като топлоносител под налягане 10 *атм* влиза в реактора при температура около 400° F и излива при темпера- тура около 700° F; 3,2 *млн. фунта* хелий се изтласкват от осотурите газодувки със стандартна конструкция и производителност 75 000 *фут³/мин* всяка една; от тях шест газодувки се привеждат в действие с електрически двигатели с мощност 2500 к. с., а шест — с парови двигатели с мощност 2800 к. с.

7. Дванадесет бойлера от правотоков тип с производителност на всеки един 90 600 *фунта* пара в един час осигуряват работата на уредбата при пълна мощност. При това два от дванадесетте бойлера се намират в резерв за в случай на възможно повишаване на входната температура на хелия.

8. Проектирани са устройствата от подземен вид с обем 3 000 000 фут³, където се съхранява хелий при абсолютно налягане от 500 фунт/дюйм², съединени с непрекъснато действаща система на пречистване.

9. Система от контролно-измервателни уреди със съответна конструкция осигурява безопасни условия за работа без много големи разходи.

10. Количество допълнително ураново гориво, намиращо се в помещението за пълнене, в камерата за съхраняване и в 90-дневен резерв, превишава малко количеството за половин пълнене на реактора. Приблизително същото допълнително количество уран се изиска всяка година за работата на реактора.

11. Строителните разходи се оценяват на 40 млн. долара.

РЕАКТОР С ТЕЧЕН ТОПЛОНОСИТЕЛ

Реактор

В реактора, затворен в стоманен сферичен корпус, който може да издържи вътрешно налягане от 800 фунт/дюйм² (абсолютно), като топлоносител, забавител и отражател се използва тежка вода (D_2O). Горивото, използвана за реактора, се състои от голям брой отделни топлоотделящи елементи, всеки от които представлява комплект от уранови блокчета, затворени в тънка метална обшивка. Тези блокчета се разполагат в цилиндрични канали. Произвежданата в урана топлина се предава през тънката метална покривка на тежката вода, която се движи по урановите блокчета във вертикално направление.

Както вече бе споменато, тежката вода се използува и като забавител, и като топлоносител. Като се връща от парогенераторите, тя минава под тръбната решетка от неръждяща стомана, в която се поставят каналите с топлоотделящите елементи. След това тя се насочва нагоре както през каналите с гориво, така и между тях. Тежката вода, намираща се между каналите и горивото и действуваща като забавител, се движи сравнително бавно и излиза от реактора през групите управляващи пръти.

Активната зона на реактора представлява цилиндър, затворен в сферичен кожух. Топлоотделящите елементи, окачени вертикално в каналите, се пълнят и изправяват през горната основа на цилиндъра.

Максималната температура на повърхността на топлоотделящите елементи е равна на 465° F, докато температурата на

излизащата от реактора тежка вода е равна на 440°F . Следователно обвивките на блокчетата и каналите, намиращи се в активната зона, трябва да издържат тези температури.

Пълнене и изпразване. Реакторът трябва да бъде спрян приблизително 12 часа, преди да започнат операциите по напълването и изпразването. Двете операции се извършват едновременно с помощта на подвижен портален кран и оловен контейнер. Отработените блокчета се пренасят в оловен контейнер от порталния кран към канал, напълнен с вода, където се разтоварват и след това се пренасят под вода в помещения, където се държат преди по-нататъшното им транспортиране. Контейнерът с пресни блокчета се поставя над откритите канали, откъдето блокчетата се спускат на местата им. Управляващите пръти не трябва да се изваждат от реактора през време на операциите по пълнене и изпразване.

Контейнерът, представляващ цилиндричен корпус с вътрешен диаметър, равен на 2 фута и 3 дюйма, външен диаметър 4 фута и 3 дюйма, и височина 18 фута, е изработен от олово и общият отвътре със стоманена ламарина от 0,25 дюйма. В капака на контейнера има поле, изработено от стъкло, което не се влияе от излъчването, дебело 1 фут. Блокчетата се поставят в безшевни тръби от въглеродна стомана, чито стени са дебели 0,5 дюйма. Тези тръби се поддържат в контейнера с помощта на сферични шарнирни съединения, монтирани в поддържащата плоча близо до върха на контейнера. Теглото на контейнерния агрегат се предава от шестте тръби на контейнера върху тръбите на каналите на реактора, при което в мястото на съединяването се използват О-образни уплътнители.

Топлоотделяне и топлопредаване. Топлоотделящите елементи са разположени така, че да се осигури между тях преминаването на топлоносителя. Максималната скорост на тежката вода (25 фут/сек) е избрана произволно; тя може да бъде получена чрез създаване на амплитуда на налягането, равна на

Таблица 8

Изчислителни данни за топлопредаването и разхода на топлоносителя

Средна температура на тежката вода при излизане, $^{\circ}\text{F}$	420
Коефициент на топлопредаването, $\text{Б. т. е./час фут}^2, ^{\circ}\text{F}$	9399
Разход на топлоносителя, фунт/час	30458
Скорост, фут/сек	24,2
Колебания в температурата на тежката вода при излизането (практически), $^{\circ}\text{F}$	421,2
Максимално топлинно напрежение, $\text{Б. т. е./час фут}^2$	281 800

25 *фунт/дюйм²*. В табл. 8 са дадени коефициентът на топло отдеянието *h* и количеството на приточния топлоносител *m*. Прието е, че средната температура на топлоносителя на изхода е 420° F. За изчисляване на топлопредаването най-напред трябва да се определи оптималният паров цикъл, съответстващ на температурата на тежката вода при излизането ѝ от реактора, тъй като тежката вода струва скъпо, а отношението на топлоемкостта към топлината на парообразуването на обикновената вода е малко. Избрани за сравнително изследване температури при излизането бяха 400, 420 и 440° F. Бяха получени кривите на нарастването на разходите в зависимост от налягането на парата за трите температури и определени оптималните налягания на парата, оказали се равни съответно на 100, 140 и 180 *фунт/дюйм²*. При изчисленията се приемаше, че топлинната производителност на реактора е равна на 800 *мвт* и се предполагаше, че 1 *фунт* тежка вода струва 50 долара. Кривите са възпроизведени на фиг. 5. По-долу се дават приетите при анализа на цикъла стойности на останалите параметри.

1. Разликата между температурата на тежката вода и температурата на насыщените пари на обикновената вода в парогенераторите от противотоков тип е 28° F.

2. Скоростта на водата в тръбопроводите и в парогенератора е 25 *фут/сек.*

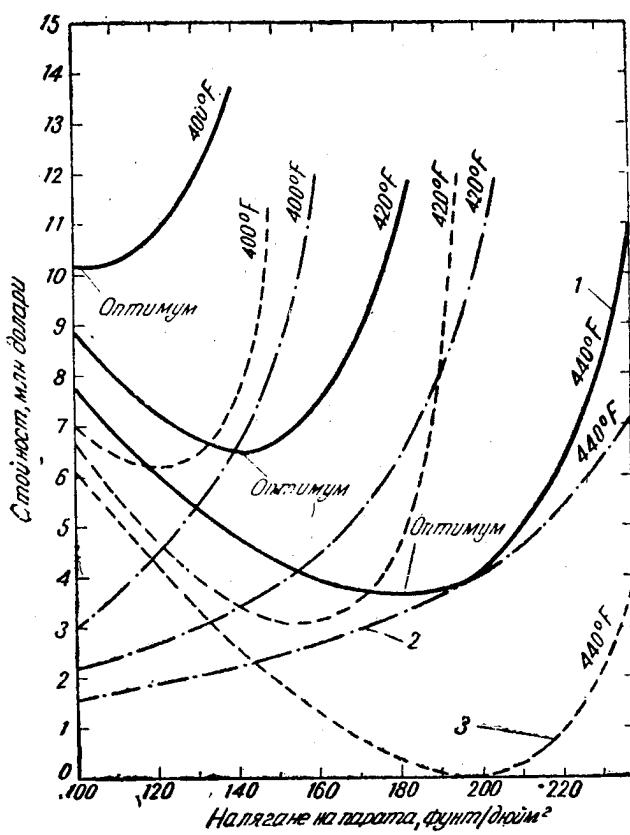
3. Общата стойност на турбините, парогенераторите, помпите на топлоносителя и на тръбопроводите е постоянна. С увеличаване на налягането стойността на турбините се намалява, а размерът и стойността на парогенераторите и помпите на топлоносителя се увеличават. По този начин тези два фактора се компенсират взаимно един друг.

4. За максимално полезна мощност бе приета мощност, отговаряща на налягане на парата 200 *фунт/дюйм²* и температура на топлоносителя при излизане, равна на 440° F. Всички увеличения на полезната мощност в киловати под този максимум бяха оценени на 375 долара за 1 *кват*, като в тази цифра са включени капиталовложението и стойността на горивото.

Резултатите от анализа показват, че използването на тежката вода при температура 440° F и налягане на парата от 180 *фунт/дюйм²* (абсолютно) е най-желателно. Обаче трябва да бъде взета предвид необходимостта от поддържане на достатъчно ниска температура на повърхността на топлоотделящите елементи и канали, за да се предотврати появата на повърхностно кипене в реактора.

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

На температурите на тежката вода при излизане, равни на 400, 420 и 440° F, отговарят температурите при влизане от 343,



Фиг. 5. График за избиране параметрите на парата. Икономически данни, свързани с изменянето на температурата и налягането на топлоносителя. Топлинна мощност на реактора 790 мегавт или $2,7 \cdot 10^6$ Б. т. е./час. Данните включват стойността на топлоносителя по външния контур, увеличението на капиталните разходи, стойността на инсталированата мощност, която се изиска за газодувките, и стойността на инсталированата полезна мощност (375 долара за 1 кват):
1 — общата стойност; 2 — стойност на топлоносителя във външния контур; 3 — стойност на полезната инсталационна мощност

366 и 388° F, като се използват както трите оптимални налягания на парата, така и парогенераторите, изчислени за разлика

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

Δt между температурата на тежката вода и температурата на насищане на обикновената вода, равна на 28°F . В табл. 9 са приведени данните, които характеризират максималната топлинна мощност и температурата на повърхността на метала, отговаряща на посочените три температурни обхвати при скорост на протичане на тежката вода през каналите, равна на $25 \text{ фут}/\text{сек}$.

Таблица 9

Максимална топлинна мощност и температура на повърхността на метала при различни температури на тежката вода и при скорост на протичането ѝ през реактора $25 \text{ фут}/\text{сек}$

Температура на тежката вода при излизане $^{\circ}\text{F}$	Топлинна мощност, мвт	Максимална температура на повърхността, $^{\circ}\text{F}$
400	1144	428
420	1093	446
440	1064	465

В табл. 10 са дадени наляганията на насищане при условие, че повърхностното кипене се изключва, ако температурата на насищане на топлоносителя от тежка вода се поддържа с 50° по-горе от максималната температура на повърхността.

Следователно, ако се предположи, че корозионната устойчивост при температура 465°F е приемлива, температурата на тежката вода при излизане може да бъде приета 440°F . В такъв случай работното налягане на тежката вода трябва да бъде $800 \text{ фунт}/\text{дюйм}^2$ (абсолютно), като се вземе предвид разликата между най-високото и най-ниското налягане в канала. Както е посочено в табл. 9, при температура на тежката вода при излизането, равна на 400°F , максималната топлинна производителност би била равна на 1064 мвт .

Корпус. Корпусът на реактора е конструиран така, че в него да се поместят топлоотделящите елементи, управляващите пръти, забавителят и отражателят. Той има входно и изходно отверстие за топлоносителя и е изчислен според вътрешното налягане, което се създава.

Разходът на тежка вода при максимално натоварване ще бъде равен на $303,3 \text{ фут}^3/\text{сек}$. При скорост на потока $25 \text{ фут}/\text{сек}$ входните отверстия имат общо ефективно сечение $12,1 \text{ фут}^2$. Те са поставени равномерно по периферията на корпуса, за да

се осигури равномерен поток на тежката вода в топлоотделящите елементи, около тях, а също и около управляващите пръти.

Равномерно разпределение на потока на топлоносителя се осигурява, като се използват девет входни отверстия, разположени равномерно по периферията на корпуса на реактора.

Тръбите на топлоотделящите елементи и на управляващите пръти се използват като изводи на топлоносителя.

Вземайки под внимание някои конструктивни датайли и големината на вътрешното налягане, формата на корпуса бе избрана сферична, дебелината на стените — 2,14 дюйма, а диаметърът — 20 фута и 4 дюйма. Корпусът се изработка от неръждаема аустенитна стомана марка 347; това позволява да се предотврати корозията на корпуса и замърсяването на теж-

Таблица 10

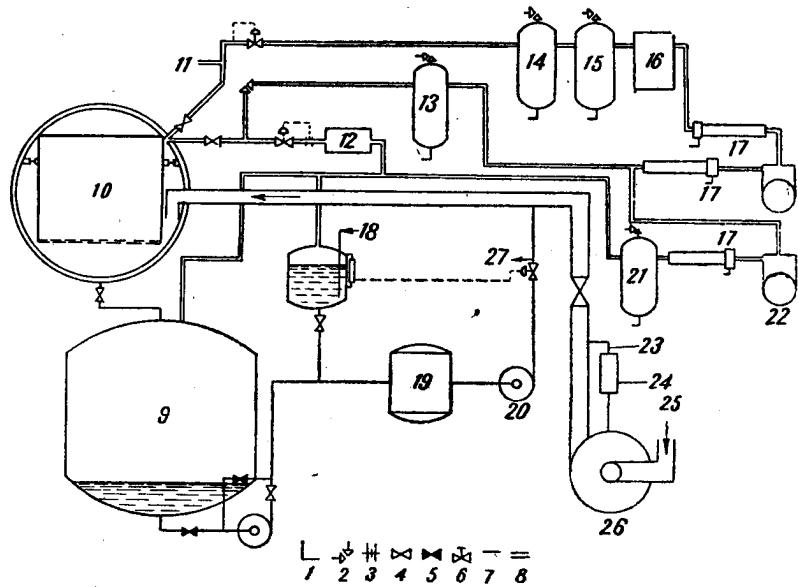
Мощност (топлина), мгвт	Температура на насищане на тежката вода °F	Налагане на насищането на тежката вода (абсолютно), фунт/дюйм ²
1144	478	540
1093	496	650
1064	515	775

ката вода. Вътрешният цилиндър и присъединителните щуцери на сферата, т. е. тръбите за пълнене на топлоотделящите елементи, тръбите на управляващите пръти, тръбопроводите за влизане на обикновената вода, тръбопроводите за състен хелий, създаващи налягане в системата, и дренажните тръби също трябва да бъдат направени от аустенитна неръждаема стомана марка 347.

Система за пречистване на хелия. Във всички места, където има открити повърхности на тежката вода, се предвижда система от хелиеви възглавници. Такива повърхности съществуват в сферата на реактора извън цилиндъра (компенсационен сегмент), в сливния и подхранващия казан на тежката вода.

Системата за пазене на хелия се състои от казани с общ обем 2000 фута³. Половината от този обем (1000 фута³) се намира при налягане 800—1000 фунт/дюйм² (абсолютно). Съдържащият се в този обем хелий служи като резерв за поддържане на работното налягане в реактора. В една четвърт от

обема (500 фута³) налягането се поддържа малко по-високо от атмосферното; тук се връща циркулиращият хелий. Останалият обем (500 фута³) се намира под налягане 120 фунт/дюйм² (абсолютно) и служи като преливен резервоар, ако налягането



Фиг. 6. Система за подхранване с хелий и тежка вода :

1 — тежка вода се стича в подхранващия казан ; 2 — предпазен клапан ; 3 — диафрагмен уред за измерване на разхода ; 4 — вентил, затворен в нормално състояние ; 5 — вентил, затворен в нормално състояние ; 6 — регулиращ клапан ; 7 — тръбопровод контура на тежката вода ; 8 — тръбопровод в контура на хелия ; 9 — преливен казан за тежка вода с вместимост 60 000 галона ; 10 — реактор ; 11 — съединение със системата за продухване ; 12 — рекомбинатор ; 13 — балон с вместимост 500 фута³ при налягане в казана 120 фунт/дюйм² (абсолютно) ; 14, 15 — балони с вместимост 1000 фута³ при налягане 1000 фунт/дюйм² (абсолютно) ; 16 — очистител на хелия ; 17 — хладилници ; 18 — дренаж на тежката вода от казаните, хладилниците, вентилите, уплътненията на помпите и др. ; 19 — казан за подхранване с вместимост 2080 галона ; 20 — помпи за подхранване ; 21 — балон с вместимост 500 фута³ при налягане 15 фунт/дюйм² (абсолютно) ; 22 — хелиеви компресори ; 23 — подаване на тежката вода за упълтвяване на уплътнителните кутии на циркулационните помпи ; 24 — топлообменник ; 25 — постъпване на тежката вода от бойлерите ; 26 — циркулационни помпи за тежката вода ; 27 — упълтвание на уплътнителните кутии на вентилите на тежката вода

в реактора надминава пределното. Налягането в реактора се поддържа автоматично с регулиращ клапан, който подава хелий в реактора от балоните с високо налягане.

За да се отстраният продуктите от дисоциацията на водата, в обратния поток на газа е включен катализатор, в който те се рекомбинират. Схемата на хелиевата система е дадена на фиг. 6.

Зашита от лъчение. Защитата от лъчението, което възниква при работа на реактора, е дебела 8 фута и е направена от стоманобетон, примесен с варовик. Бетонът се армира със стомана, като се прави минимална армировка, необходима само за компенсиране на възникващите напрежения.

Външната и вътрешната повърхност на защитата се покриват със стомана. Вътрешната стоманена покривка е дебела 1 дюйм, а външната — 0,25 дюйма. Стоманената армировка на бетона се поставя така, че да свърже външната и вътрешната стоманена повърхност на защитата, като по този начин се обраzuва кофраж за изливане на бетона.

Намиращата се под налягане сфера на реактора се помещава в защитата и се поддържа с подпори от неръждаема стомана. Тези подпори лежат върху ролки, които се опират върху стоманените площи, инсталирани в защитата на реактора. Ролките се движат при радиално разширяване на сферата на реактора.

Вертикалните тръби за пълнене на топлоотделящите елементи, вертикалните тръби на управляващите пръти и хоризонталните тръбопроводи за отвеждане на водата, идваща от тези тръби към колектора, съставляват по-голямата част на горната защита. Капакът на горната защита образува пълнежната настилка на реактора.

Биологична защита около останалата част на уредбата (парогенератори, тръбопроводи, помпи и различни хранилища) са бетонните подове, стените и покривите, които имат дебелина 3 фута. Парогенераторите и помпите се поставят в отделни клетки. Достъпът в клетката се осъществява чрез спускаща се врата. При ремонт отделни участъци със съоръжения се отделят от контура на тежката вода с помощта на затварящи вентили, работещи с електричество. Тежката вода изтича в камера за съхраняване на активната тежка вода; привеждането в движение посредством мотор дренажен вентил на тежката вода се затваря и съоръженията се промиват с обикновена вода дотогава, докато активността в клетката не се сведе до безопасно ниво.

Каналът за транспортиране наadioактивните топлоотделящи елементи, извадени от реактора, се прави тесен и дълбок. Стените и подът на канала са направени от бетон, дебел 8 фута; той предпазва разположените наоколо работни помещения от лъчението, което изпускат топлоотделящите елементи.

Частите на защитата около тръбопроводите с тежка вода, допирящи се до реактора, са изработени от редувавши се слоеве

от стомана и мазонит. Там, където трябва да се осигури достъп за ремонт на тръбопроводите, се използва оловна защита.

Турбините, тръбопроводите и спомагателните съоръжения се разполагат в открито незащитено пространство и са достъпни за нормално обслужване.

Управляване на реактора и на контролно-измервателните уреди. а) Контрол върху работата на тръбите с гориво. Контролира се количеството на тежката вода, пропитаща през реактора, и температурата при излизането ѝ от всяка тръба с гориво и от сливните отверстия на управляващите пръти. Поставените на всяка тръба ръчно управлявани вентили служат за регулиране разпределението на топлоносителя в активната зона на реактора.

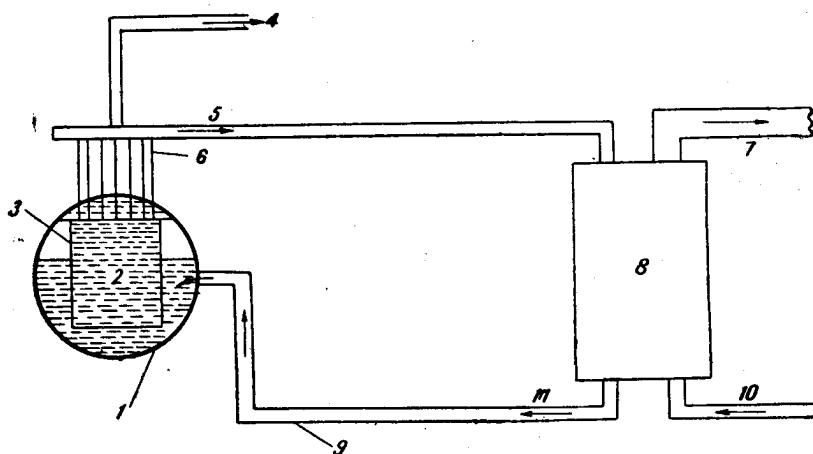
Разположените в изхода на всяка тръба термоелементи служат за измерване на температурата на водата, по която се регулира потокът. Всяка тръба с топлоотделящи елементи е снабдена с манометър, който контролира състоянието на потока на топлоносителя. Изменението на потока показва неизправност, например запушване на тръбата с гориво поради изкривяване на топлоотделящите елементи, или пробив в стената на тръбата с гориво. Като се регулира потокът с помощта на вентилите, изменят се показанията на манометрите и се установяват нови изходни показания за по-нататъшно наблюдаване с цел да се определят причините за нарушенето на нормалната работа. Бързо действуващият уред със светлинно табло, служещ за измерване и записване на температурите и наляганията, позволява да се определи мястото, където е станало някое нарушение на режима на работа. Когато уредите достигнат пределните си показания, се дава сигнал и реакторът спира автоматически. Локалните пренагрявания в топлоотделящите елементи могат да се определят само с помощта на термоелементи;eto защо, когато двата термоелемента в някоя тръба откажат да служат, реакторът спира автоматически. Счита се за сериозна опасност и отклоняването в разхода на топлоносителя.

Освен непрекъснатото проверяване на температурата на тежката вода при излизането ѝ от канала системно се проверява нейното pH и радиоактивността ѝ; това позволява да се открият разрушенията в обвивката на топлоотделящите елементи.

Освен термоелементите, монтирани на изхода на тръбите, в които се помещават топлоотделящите елементи, няколко термоелемента се слагат в най-горещата част на реактора, за да измерват и записват температурата на металния уран. Записва се също и температурата на тежката вода, която постъпва в ре-

актора. Тежката вода, изтичаща от уплътненията и вентилите, се събира непрекъснато от дренажната система на тръбопроводите. Протичането през уплътненията на набивачните кутии и други съмнителни места се проверява постоянно с локални сонди, свързани с електронни детектори.

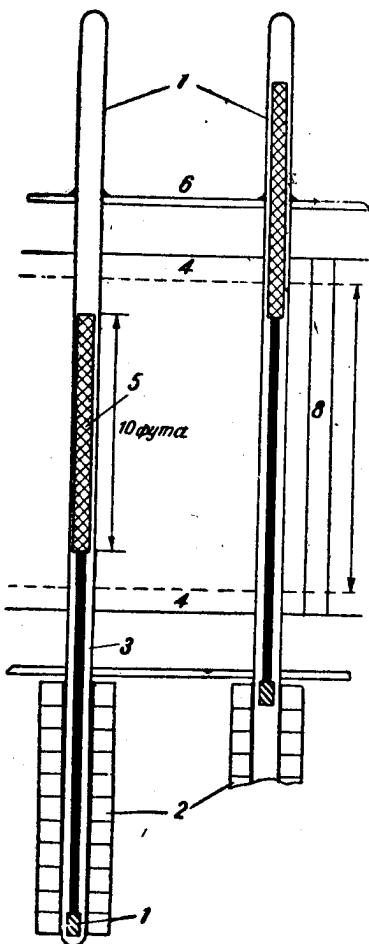
Хелият от системата на продухване на реактора, съдържащ никакви дисоциационни продукти, непрекъснато се проверява за радиоактивност и съдържание на тежка вода, деутерий и кислород.



Фиг. 7. Схема, илюстрираща извършваните в реактор с течен топлоносител основни измервания:

1 — измерване на мощността; удвоени детектори измерват и записват скоростта на увеличаване мощността на реактора; 2 — реактор; 3 — измерване температурата на урана в централните топлоотделящи елементи; 4 — система за очистване на хелия (проверка на радиоактивност, съхранение на тежка вода, деутерий и кислород); 5 — измерване температурата при излизане; 6 — измерване разхода на тежка вода и температурата във всяка тръба; температурата и светлинната сигнализация се записват; 7 — пара; 8 — топлообменник; 9 — проверка за съдържанието на обикновена вода, pH и радиоактивност; 10 — кондензат; 11 — тежка вода

Реакторът се спира автоматично от падащите пръти на аварийната защита, ако се появии: 1) загуба на налягането в корпуса; 2) извънредно повишаване на мощността на реактора; 3) извънредно намаляване на периода на реактора; 4) разрушаване на топлоотделящия елемент; 5) значително изтичане на тежката вода; 6) разрушаване на парогенератора; 7) извънредна радиоактивност в сградата на реактора. Опростена диаграма за контролно-измервателната система на реактора е дадена на фиг. 7.



Фиг. 8. Управляващи пръти и соленоиден предавател в реактор с течен топлоносител:

1 — магнит; 2 — соленоид; 3 — управляващ прът; 4 — отражател; 5 — забавител; 6 — кожух; 7 — на крайници; 8 — тръби за топлоотделящите елементи; (дължина на топлоотделящите елементи 13 фута).

стени на канала и определя местоположението на магнитния цилиндър, прикрепен към управляващия прът (фиг. 8). Прътите, които не се използват за автоматично регулиране, служат

б) Пръти за управление и за аварийна защита
Управляващите пръти са направени от борна стомана, съдържаща 1,5% бор; за предотвратяване на корозията те са покрити с неръждаема стомана.

Направляващите тръби образуват праволинейни канали, които правят невъзможно запъването на прътите в тръбните решетки или изтласкването им в канала от потока на топлоносителя. Протичащият в пространството между направляващата тръба и управляващия прът топлоносител отвежда топлината, която се образува в пръта. Някои от управляващите пръти се използват за регулиране на мощността на реактора. Те се привеждат в движение от сервомеханизми, които получават първичния импулс от термоелементите, които са разположени в главния колектор на тежката вода, излизаща от реактора.

Прътите поддържат постоянна температура на тежката вода в главния изходен колектор, като компенсират колебанията на товара и температурния коефициент на реактора.

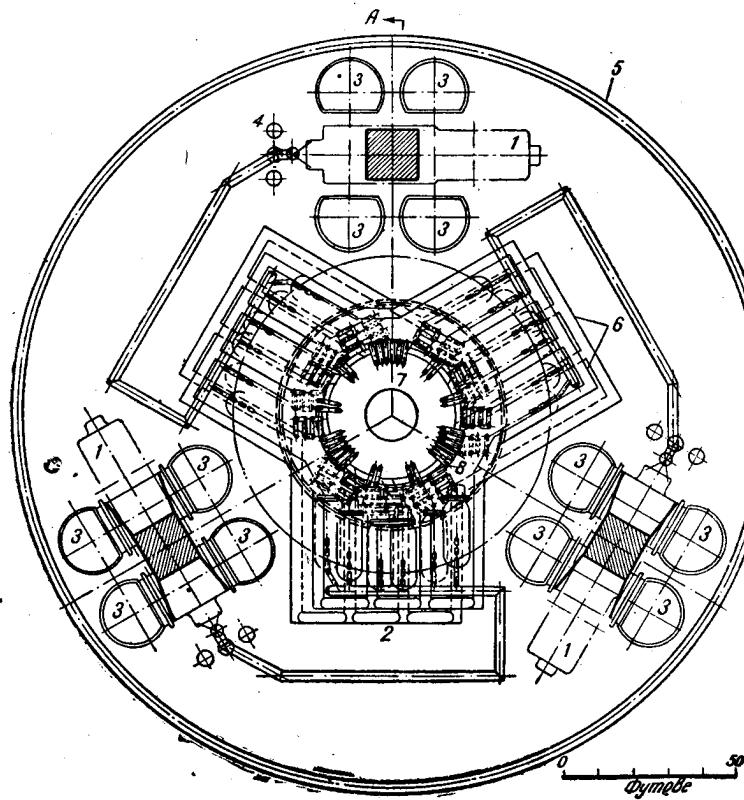
За да се опростят механичните устройства в горната част на реактора, механизъмът за управляване на прътите е монтиран под корпуса. Той представлява соленоиден задвижващ механизъм, чието магнитно поле действува през немагнитните

за компенсиране изменението на реактивността. Те са снабдени с такива механизми, че могат да изпълняват ролята както на аварийните, така и на управляващите пръсти.

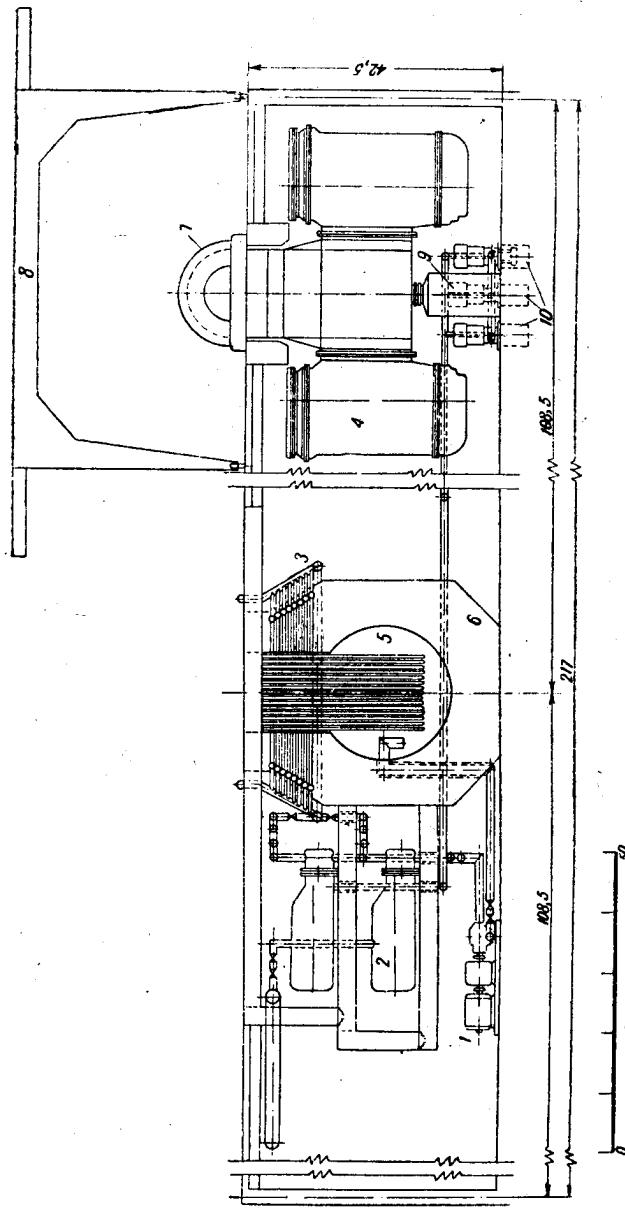
Нивото на мощността на реактора се определя по три начина: с борни йонизацияни камери, борни термоелектрически елементи и уреди за контролиране на топлината.

Система на топлопренасяне

Тръбопроводи. За да има в тръбите минимално количество топлоносител, скоростта му бе избрана 25 фут/сек, а дължината на тръбопроводите бе намалена до минимум чрез разполагане на парогенераторите около реактора (фиг. 9 и 10).



Фиг. 9. План за разположението на реактор с течен топлоносител:
1 — турбинна мощност 80 000 квт; 2 — шест парогенератора; 3 — кондензатор;
4 — помпи за кондензата; 5 — стена на сградата с диаметър 217 фута; 6 — бетонна защита; 7 — реактор; 8 — колектори на тежката вода



Фиг. 10. Схема на реактор с течен топлоносител (разрез на А—А) (всички размери на фигураната са дадени във футове):

1 — помпи за тежката вода ; 2 — парогенератор ; 3 — колектори за тежката вода ; 4 — кондензатор ; 5 — реактор ; 6 — захранва ; 7 — турбогенератор с мощност 80 000 кват ; 8 — портален кран ; 9 — резервоар за гореща вода ; 10 — помпи

Тъгловите колектори, в които тежката вода се втича от 211-те отделни колектора на топлоотделящите елементи и на управляващите пръти, се съединяват с пръстеновидния колектор (с радиус 21 фута), който обкръжава реактора. Този колектор се прави от 18-дюймова тръба и осигурява работата на един, на няколко или на всички парогенератори едновременно. Колекторът подхранва осемнадесет отделни 12-дюймови колектора, които са свързани с горните кутии на първичния топлоносител в парогенераторите; 12-дюймовите изходни тръбопроводи от всеки чифт парогенератори се съединяват в 18-дюймовата всмукателна линия на една от деветте циркулационни помпи на топлоносителя. Изходните тръбопроводи на помпите (с диаметър 18 дюйма) са съединени с реактора и са разположени около сферичния корпус на равни разстояния един от друг.

В уплътнителните кутии на затварящите вентили се подава от колектора на подхранващата помпа отработеният топлоносител с понижена температура. Вентилите са конструирани така, че потокът на топлоносителя, имащ ниска температура, се насочва навътре; това изключва възможността да се образува пара в уплътнителните кутии. Тежката вода, пропускана през уплътненията („течове“) на предавателния прът на вентила, се връща обратно в подхранващия казан. Количество тежка вода, намираща се в тръбопроводите и съоръженията, е показано в табл. 11.

Парогенератори. За реактор с топлинна мощност 1064 мгвт е желателно да има три турбini, а парогенераторите трябва да имат такава производителност, че общият брой на парогенераторите да бъде кратен на три. В приетата конструкция на апаратът всеки от 18-те агрегата изработва 180 000 фунт/час настенна пара, имаща налягане 180 фунт/дюйм² (абсолютно). За да се намали броят на помпите и вентилите за топлоносителя, парогенераторите се разполагат по два. Проектните и техническите характеристики на парогенераторите са дадени в табл. 12.

Тръбите в парогенераторите имат U-образна форма, топлоносителят влиза и излиза от единия край на парогенератора, където се намира една разпределителна кутия с хоризонтална преградка, отделяща входното отделение (долното) от изходното (горното). За да се намали диаметърът на тръбната решетка, кожухът на парогенератора откъм разпределителната кутия на топлоносителя има конична форма. Използува се двойна тръбна решетка; едната ѝ половина служи за стена на паро-водното пространство, другата представлява вътрешната стена на кутията на топло-

Таблица 11
Разпределение на топлоносителя по контура

Съоръжения	Обем, фут ³	Общ обем, фут ³	Тегло, т
Система на тръбопроводите:			
тръби	418	—	
колектори	355	—	
ъглови колектори	253	—	
пръстеновиден колектор	268	—	
подхранващи колектори	350	—	
извеждащи тръби на бойлерите	125	—	
всмукващи щуцери на помпите	181	—	
помпи	135	—	
отвеждащи колектори	488	—	
други съоръжения	200	—	
Всичко	2773	96,03	
Парогенератори:			
тегло на външния контур (в студено състояние)	707	—	24,48
реактор (сфера с вътрешен диаметър 20 фута и 4 дюйма)		3480	120,51
топлоотделящи елементи и вътрешни детайли обем на хелия между цилиндъра и сферата	250	4400	
Общ обем на хелия и на изтласкватите		1130	
Общ обем на тежката вода (в студено състояние)		1380	
Общ обем на тежката вода в реактора и външния контур		3020	104,58
Общ обем на тежката вода в системата (в студено състояние)	6500	6500	225,09
Разширение на обема на тежката вода (при нагряване от 70 до 415°F), 17,5 %	1025		
Общ обем на тежката вода (в горещо състояние)		7525	
Резерв от тежка вода, приблизително 11 % (в студено състояние)		719	24,91
Общ обем на тежката вода, включително запаса (в студено състояние)		7219	250,00

носителя. Това е направено, за да се избегне изтичане на топлоносителя през уплътненията към системата с обикновена вода и да се улесни откриването на такова изтичане от извитите тръби. На входа на подхранващата вода е поставена преградка, в резултат на което се образува зона на предварително нагряване на водата, където топлоносителят, отдавайки топлина на водата, се охлажда допълнително при излизането му из

Таблица 12

Проектни данни и технически характеристики на парогенераторите*

Производителност, фунт/час	180 000
Брой на агрегатите	18
Корпус:	
диаметър, дюйм	98
обща дължина, фут	24
Тръб и BWG**	20
ефективна дължина, фут	18,5
външен диаметър, дюйм	5/8
средна скорост на топлоносителя в тръбите, фут/сек	15,4
спадане на налягането на топлоносителя, фунт/дюйм ²	35,0
брой на U-образните тръби	656
Повърхност на нагряването:	
секция на изпаряването, фут ²	3400
секция на нагряването, фут ²	575
Обща повърхност, фут ²	3975
Пара:	
общ разход при противоналягане 2,5 дюйма жив. ст., 10 ⁶ фунт/час	3,25
налягане (абсолютно), фунт/дюйм ²	180
съдържание на сол, 10 ⁻⁴ %	1
температура на насыщената пара, °F	373
Подхранваща вода:	
температура при влизане в секцията на нагряване (при противоналягане 2,5 дюйма жив. ст.), °F	109
температура при излизане от секцията на нагряване, °F	373
Топлоносител:	
изчислително налягане (абсолютно), фунт/дюйм ²	800
разход, 10 ⁶ фунт/час***	64,50
температура на входа към секцията на изпаряване, °F	440
температура на входа към секцията на нагряване, °F	401,3
температура на изхода от секцията на нагряване, °F	388,8
Количество на топлоносителя:	
обем на всеки парогенератор, фут ³	46
тегло на горещия топлоносител, т	1,36
общо тегло във всички агрегати (без анкърните връзки), т	28,71
общо тегло във всички агрегати (с анкърните връзки), т	20,80
стойност на топлоносителя по цена 82 долара за 1 фунт, долари	4 708 440
Стойност на всеки парогенератор, долари	80 000
Обща стойност на всички парогенератори, долари	1 440 000

* Тръбите, входните и изходните разпределителни кутии се правят от неръждаема стомана. Корпусът е от стомана. Тръбите са гладки.

** Бирмингамски асортимент с нормални диаметри.

*** Данните са приблизителни (разходът зависи от температурата на топлоносителя при излизане).

тръбите. Парогенераторът има дължина приблизително 24 фута и диаметър на кожуха в най-широката част — 88 дюйма. Разрезът му е даден на фиг. 11. Като се монтират концентрично разположени пръти с диаметър 0,25 дюйма в хоризонталните части на тръбите, може да се намали количеството на тежката вода с 7,9 т. Друг конструктивен вариант, който заслужава разглеждане, е използването на ребрести тръби.

Циркулационни помпи за топлоносителя. В дадената енергетична уредба една от най-важните проблеми е конструкцията на циркулационните помпи за топлоносителя. Това се дължи на обстоятелството, че голямата производителност, високото налягане при всмукването, изискващо съответно уплътняване, трябва да се съчетаят с нищожно малките изтичания на топлоносителя през уплътненията, с високата температура на течността и с активността на топлоносителя. Основните проектни данни за помпите са дадени в табл. 13.

Таблица 13
Проектни характеристики на помпите*

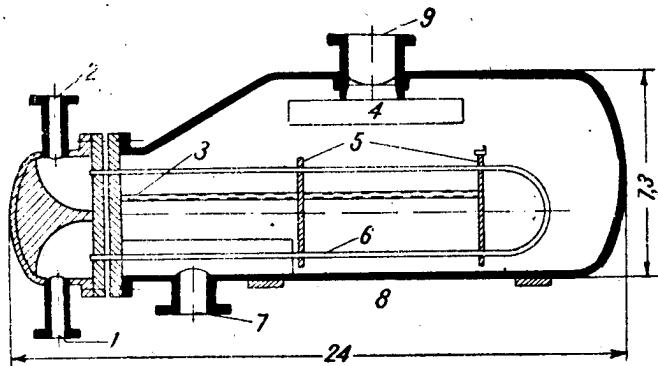
Общ разход на топлоносителя, 10^6 фунт/час	68,84
Производителност на помпата (9 агрегата), 10^6 фунт/час	7,2
Разход, галони за 1 минута	15 300
Налягане при нагнетяването (абсолютно), фунт/дюйм ²	800
Налягане при всмукването (абсолютно), фунт/дюйм ²	650
Развивано налягане (абсолютно), фунт/дюйм ²	150
Развиван напор (2,45 фут = 1 фунт/дюйм ²), фут	368
Температура на топлоносителя при влизане, °F	389

* Помпите се изработват от неръждаема стомана.

В уредбата са използвани едностъпални помпи конзолен тип¹ с импелерно колело, имащи една уплътнителна кутия на всмукващата страна. Когато топлоносителят има висока температура, в тази уплътнителна кутия би могло да се образува пара;eto защо топлоносителят с температура 100° F и налягане, надминаващо налягането при всмукващата страна, се довежда до средната част на уплътнителната кутия. Създават се потоци от уплътняващия топлоносител по вала през лабиринтните уплътнения към помпата в една посока и по пръстеновидната междина в противоположна посока. Необходимият разход на уплътняващия топлоносител е 5÷10 галона в 1 минута.

¹ Едностъпална центробежна помпа конзолен тип, т. е. центробежна помпа с едно работно колело, разположено конзолно (с един лагер) на вала. — Бел. бълг. ред.

Изтичащите от помпите малки количества топлоносител се събират; пръстеновидната междина се съединява с дренажа. Топлоносителят се подава от изхода на всяка помпа и преди



Фиг. 11. Разрез на парогенератора за реактор с течен топлоносител (всички размери на фигурата са дадени във футове):

1 — изход за тежката вода ; 2 — вход за тежката вода ; 3 — анкърни връзки ;
4 — отделител на влагата ; 5 — поддържащи решетки ; 6 — U-образни
труби ; 7 — вход за подхранващата вода ; 8 — подпори ; 9 — изход за парата

да постъпи в уплътняващите кутии, минава през един малък топлообменник. Дренажната система връща топлоносителя към подхранващия казан.

Една от трите помпи, които обслужват всеки турбогенератор, се привежда във въртене от турбината. Другите две помпи се привеждат във въртене през хидравлическите муфи от мотори с 200 к. с. Тези муфи са необходими, за да се опрости регулирането на производителността на уредбата.

Съхраняване на топлоносителя и система на подхранване. За съхраняването на топлоносителя са предвидени четири резервоара с обща вместимост 62 000 галона. Тези резервоари са покрити отвътре с неръждаема стомана и се пълнят с хелий, който създава защитна възглавница, за да се сведе до минимум замърсяването на топлоносителя.

Подхранващата система на топлоносителя се състои от казан, помпи, филтри и устройство за пречистване на водата. Освен изпълнението на главната си функция—да пълнят системата, помпите са предназначени и да връщат целия топлоносител, протичащ през уплътнителните кутии на вентилите, обратно в системата, която се намира под налягане от 800 фунт/дюйм² (абсолютно).

Система на обработване на топлоносителя. При аналогични температури и налягания тежката вода подобно на обикновената притеежава в същата степен способността да предизвика корозия; освен това, за да бъде изключена възможността за активация, тя трябва да бъде химически чиста.

Тъй като водата съдържа разтворени соли, които се облъчват в реактора и се утаяват в системата на циркуляция на водата, необходимо е всяка секция да бъде защитена с дебели 4 дюйма оловни блокове.

Турбогенераторен агрегат

Турбина. Използваните от фирмата данни при проектирането на турбогенератори са дадени в таблица 14.

Таблица 14
Изчислителни характеристики на турбогенераторите

Налягане на парата в парогенератора (абсолютно), фунт/дюйм ²	180
Temperatura на наиситената пара в парогенератора, °F	373
Налягане на парата пред клапана на турбината (абсолютно), фунт/дюйм ²	175
Temperatura на наиситената пара пред клапана на турбината, °F	371
Вакуум в кондензатора:	
проектен, дюйм жив. ст.	2,5
работен, дюйм жив. ст.	1
Разход на пара, 10 ⁶ фунт/час:	
при противоналягане 2,5 дюйма жив. ст.	3,21
при противоналягане 1 дюйм жив. ст.	3,11
Количество топлина, предавано в парогенератора, 10 ⁶ Б. т. е./час	3631
Мощност, квт:	
при противоналягане 2,5 дюйма жив. ст.	228
при противоналягане 1 дюйм жив. ст.	254

За определените параметри на парата най-големият съществуващ турбогенератор има мощност 80 000 квт. Използват се три такива турбогенератора. Всяка от турбините, работеща при посочения в спецификацията разход на пара, има мощност 84 700 квт (общата мощност на трите агрегата е 254 100 квт), ако тя работи с противоналягане от 1 дюйм жив. ст., или 77 300 квт (общата мощност за трите агрегата е 231 900 квт) при противоналягане от 2,5 дюйма жив. ст. Относителният разход на топлина при противоналягане 1 дюйм жив. ст. е равен на 14 111 Б. т. е./квтч, а при 2,5 дюйма жив. ст. — 15 498 Б. т. е./квтч.

Използването на спомагателни съоръжения с парно задвижване намалява полезното количество на парата до 1 011 000 *фунт/час* при противоналягане 1 *дюйм* жив. ст. и до 1 035 000 *фунт/час* при противоналягане 2,5 *дюйма* жив. ст. На това отговарят мощности 82 030 *квт* (обща мощност 246 100 *квт*) и 75 163 *квт* (обща мощност 225 500 *квт*). Ако за собствени нужди се изразходва енергия, равна на 14 000 *квт*, полезната мощност, достъпна за използване, ще бъде 211 500 *квт*.

Агрегатът е проектиран да консумира 1 070 000 *фунт/час* пара при налягане 175 *фунт/дюйм³* (абсолютно) без прегряване; абсолютното налягане в кондензатора при нормален режим е 1 *дюйм* жив. ст., или като максимум — 2,5 *дюйма* жив. ст. Агрегатът представлява двупоточен турбогенератор от типа тандем компаунд с височина на лопатките на последното стъпало 35 *дюйма*. Има две устройства за влагоотделение. В първото устройство жлебовете в предния ръб на лопатките се използват за изтласкване на влагата в пръстеновидното пространство в кожуха, откъдето тя се изнася от парата, разходвана в количество 1 %. Това намалява влагосъдържанието от 7,4 до 6 %. Второто устройство се състои от редица гофирани пластини, поместени в голямото сечение на турбината. Пластините отделят влагата и я отвеждат в дренажа. Това намалява съдържанието на влага от 10,6 до 6,6 %.

Тъй като се използува пара с ниско налягане и се употребява парен цикъл без подбиране на парата, кондензаторите в агрегатите са много големи. За да се получи противоналягане 1 *дюйм* жив. ст., повърхността на кондензатора трябва да бъде 130 000 *фута²*. Тази повърхност е достатъчна за турбина със стандартна конструкция с мощност 200 000 *квт*. Във всеки агрегат има четири кондензатора с повърхност 35 000 *фута²* вски един, понеже е много трудно да се монтира един голям кондензатор за турбина с мощност 80 000 *квт*.

Добавъчната вода за тази уредба постъпва от системата за пречистване на водата, тъй като тук няма отработена или излизаша от машината пара със съответното необходимо за изпарителите налягане.

Трябва да се предвиди водопречиствателна инсталация с производителност 125 000 *фунт/час*, предназначена за снабдяване с добавъчна вода в количество 4 %.

Система на управление. а) Р е а к т о р. Управляващите пръти на реактора се привеждат в действие от регулаторите на температурата, за да се осигури постоянна температура на топлоносителя при излизане. Общото изработване на пара се изменя, като се регулира потокът на топлоносителя.

б) Изработка на парата и енергия. Парогенераторите са обединени в групи, всяка от които се състои от три двойки. Групата снабдява с парата една от трите турбини. Излизящият от всяка двойка парогенератори топлоносител се връща в реактора от едната циркулационна помпа. Две от трите помпи се привеждат в движение от мотора, с който са свързани чрез хидравлическа муфа, а третата се задвижва от турбината, към която парата се подава от главния колектор.

Производителността на парогенераторите и на свой ред производителността на турбината се регулира, като се изменя разходът на топлоносителя. Последното се постига чрез изменяне на броя на оборотите на помпата, върху който автоматически влияе регулаторът на налягането на парата.

Температурата на топлоносителя при излизане се изменя в зависимост от натоварването на парогенератора; това се дължи на обстоятелството, че при увеличаване на натоварването нараства спадането на температурата на топлоносителя. По този начин, за да се предизвика дадено изменение в натоварването, трябва да се увеличава изменението на потока на топлоносителя.

в) Налягане на парата. Дадено налягане на парата се поддържа от регулаторите на налягането. По същия начин, който е използван в реактора с газово охлаждане, парата може да бъде насочена частично или напълно към кондензатора, без да минава през турбината.

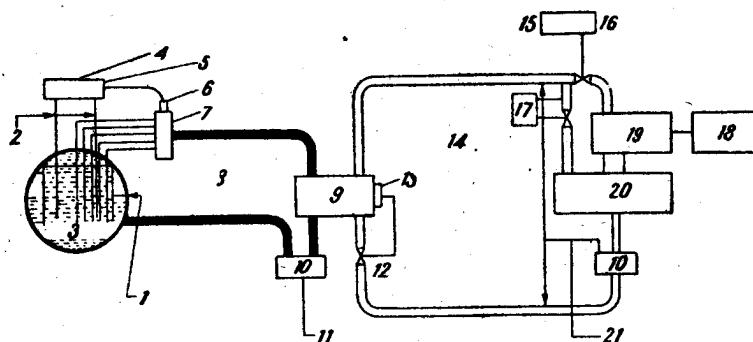
г) Налягане на подхранващата вода. Чрез автоматично регулиране на броя на оборотите на помпата за подхранваща вода се осигурява постоянна разлика в наляганията на парата и на подхранващата вода.

д) Регулиране работата на турбините и на топлообменниците. Натоварването на отделните турбини се изменя по обикновен начин с регулатора на турбината. Регулиращите налягането и поставени във всеки воден колектор на турбината клапани подават импулсите за регулиране на броя на оборотите на помпите за тежка вода, разположени при изхода от парогенераторите.

Подаването на лека вода към парогенераторите се регулира от автоматичните клапани, монтирани на линията на подхранващата вода. Тези клапани поддържат постоянно нивото на водата в парогенераторите.

На фиг. 12 е изобразена опростена схема за контрол върху работата на турбините и топлообменниците.

Генератори и собствени нужди. Всеки от трите генератора се характеризира със следните данни: мощност — 80 000 квт (100 000 ква), к. п. д. — 0,8, кратност на тока на късо съединение — 0,9, честота на трифазния ток — 60 хц, напрежение — 13 800 в, манометрично налягане на водорода — 0,5 фунт/дюйм², брой на оборотите за 1 мин. — 1800.



Фиг. 12. Схема на главната система на управление на реактор с течен топлоносител, на топлообменника и на турбината (всички размери на фигурата са дадени във футове):

1 — регулиране нивото на тежката вода чрез подхранване; налягането в сферата се определя от налягането на хелия въз входния колектор; 2 — управляващи пръти; 3 — реактор; 4 — устройство, поддържащо постоянна температура на тежката вода на изхода с помощта на управляващите пръти; 5 — сервомеханизъм; 6 — термодвойка; 7 — колектор; 8 — система на тежката вода; 9 — топлообменник; 10 — помпа; 11 — регулатор на налягането на парата, действуващ посредством изменение броя на оборотите на помпата за тежка вода; 12 — регулиране нивото на вентила; 13 — указател на нивото; 14 — система на обикновената вода; 15 — регулатор на налягането; 16 — регулатор; 17 — генератор; 18 — турбина; 20 — кондензатор; 21 — регулиране налягането (напора) на помпата посредством изменение броя на оборотите

Всеки генератор е включен чрез собствения си трифазен трансформатор от 13,8/138 кв към пръстена за високо напрежение с напрежение 138 кв. Три електропроводни линии със 138 кв свързват реакторната енергийна уредба с общата електропроводна система. Електроенергията за особено важните съоръжения на агрегата се взема от трансформатора с 13,8/4 кв, включен направо към клемите на генератора. Резервното захранване за тези съоръжения се осигурява с фидер 138 кв. Електроенергията за малките, но важни спомагателни съоръжения се взема от фидера за 120/208 в, свързан с всеки агрегат. Фидерите на всеки агрегат се захранват от главния и от резервния трансформатор, които преобразуват напрежението от 2400 в на 120/208 в.

Необходимата за собствени нужди енергия за обслужване на уредбите с общо предназначение (несвързани с отделните агрегати) се подава от трансформатора за 138/2,4 кв, който също осигурява резервното захранване (напрежение 2400 в) за собствени нужди с голямо значение. Резервното захранване (напрежение 2400 в) за нужди с общо предназначение се осигурява с резервен трансформатор за 13,2/2,4 кв, който се захранва от единия от двата генератора.

В допълнение на това има фидер с напрежение 120/208 в за малките съоръжения с общо предназначение, който се подхранва от основния и от резервния трансформатор.

Оценка на разходите. Когато се оценива стойността на реактора с топлоносител от тежка вода, данните за стойността на съоръженията бяха получени от различни фирмии-изготвители; беше взет под внимание опитът на другите фирми, а също така бе избран примерен участък и бе направено планиране на разположението на съоръженията. Обобщаването на подробните данни за разходите е дадено в табл. 15.

От анализа на тези данни следва, че приблизително 40 % от разходите се падат на тежката вода и 20 % — на реактора, като се включи системата на тежката вода, системата на контрол и управление, работата по благоустрояването на основния поземлен участък и на допълнителния участък. Останалите 40 % разходи отговарят приблизително на стойността на елементите на уредбата, аналогична на обикновена паротурбинна електрическа станция.

Ако реакторът би бил конструиран по такъв начин, че за топлоносител и забавител да се използува обикновена вода, която изисква употребата на обогатено гориво, началните капиталовложения биха могли да бъдат намалени с 47 млн. долара. В такъв случай разходите на 1 кват електрическа мощност биха могли да се намалят от 492 до 297 долара.

Гореприведените изчисления на разходите са основани на предположението, че топлоотделящите елементи се доставят в готов вид отвън; стойността на първоначалното пълнене с гориво също не бе включена.

Кратки изводи

Описаните в дадената глава реактор, в който забавител и топлоносител е тежката вода, и свързаната с реактора енергийна уредба се характеризират със следните особености.

Таблица 15
Оценка на разходите

Съоръжения	Стойност, долари
Реактор	3 846 000
Система на тежката вода	3 172 000
Тежка вода при стойност 82 долара за 1 фунт	41 000 000
Система на хелия	230 000
	Всичко
Парогенераторна уредба	48 248 000
Турбогенераторна уредба	4 178 000
Строителна част	14 285 000
Различни енергийни съоръжения	10 024 000
Електрическа централа	342 000
Трансформаторна подстанция	4 513 000
Участък (парцел)	1 000 000
Други разходи по участъка	125 000
Благоустрояване на територията	1 500 000
Други разходи:	830 000
работни инструменти и т. н.	300 000
запасни части	500 000
дозиметрия	150 000
Временни постройки	960 000
	Всичко
Изследвания и издирвания	38 707 000
Непредвидени разходи	2 500 000
Механизация	8 700 000
	Всичко
Общи преки разходи	4 500 000
Допълнителни разходи 15 %	15 700 000
	Всичко
	102 655 000
	15 345 000
	118 000 000

1. Топлинната мощност на реактора е 1064 *мгвт*. Тя може да бъде увеличена, ако е възможно да се увеличи скоростта на топлоносителя или температурата на топлоотделящите елементи и на повърхността на каналите.

2. Пълната електрическа мощност е 225 500 *квт* (номинална мощност 240 000 *квт*). За собствени нужди се използват приблизително 20 500 *квт*, от които 6500 *квт* се консумират от съоръженията, задвижвани с пара, и 14 000 *квт* от съоръженията с електрическо задвижване. Когато противоналягането в кондензаторите е 2,5 *дюйма жив. ст.*, в електропроводната линия може да се отдаде мощност 211 500 *квт*.

3. Параметри на парата, която се подава на турбогенераторите, са: налягане (абсолютно) — 175 *фунт/дюйм²*, темпе-

ратура — 371°F , пара — насыщена. Ток се произвежда от трите агрегата. Генераторът на всеки от трите агрегата произвежда **75 200 квт** електрическа енергия при противоналягане **2,5 дюйма жив. ст.** или **82 000 квт** при противоналягане **1 дюйм жив. ст.** Четири кондензатора с повърхност от по **35 000 фута²**, разположени под всяка турбина, осигуряват противоналягане от **1 дюйм жив. ст.**; при това за охлаждането се използва вода при температура **60°F** .

4. Реакторът има активна зона с цилиндрична форма, напълнена с тежка вода и уранови топлоотделящи елементи в тръби. Отражателят се състои също от тежка вода. Активната зона и отражателят са затворени в сферичен стоманен корпус, който издържа вътрешното налягане. Топлоотделящите елементи се охлаждат с тежка вода, която тече успоредно с тях, като минава през всеки канал отдолу нагоре.

5. Топлоносителят — тежка вода под налягане (абсолютно) **800 фунт/дюйм²**, влиза в реактора при температура **388°F** и излиза при $\approx 440^{\circ}\text{F}$. Има шест циркулационни помпи с електрическо задвижване (електродвигатели с мощност **2000 к. с.**) и три с парно задвижване (с мощност **2300 к. с.**) с производителност по **15 300 галона за 1 мин.**, всяка от които прекарва **64,5 млн. фуница тежка вода за 1 час.**

6. Осемнадесет парогенератора (с тръби с U-образна форма) произвеждат всеки един по **180 000 фунт/час** пара.

7. Предвидена е система от защитна хелиева възглавница, която се намира в реакторната сфера извън цилиндричната активна зона (компенсационен сегмент) и над тежката вода в преливния и подхранващия резервоар.

8. Контролната и измервателната апаратура осигуряват безопасни условия за работа.

9. Потребност от гориво: всяка година се изисква допълнително количество уран, равно на 10-кратното пълнене на реактора.

10. Стойността на строителството се оценява на **118 000 000 долара.**

ИКОНОМИКА

Следните особени обстоятелства затрудняват икономическата оценка.

1. Липсата на опит в областта на строителството и експлоатацията на реактори с двойно предназначение от голям промишлен мащаб и, разбира се, липсата на методи за диференцирана оценка на стойността на получавания плутоний и на произвежданата енергия.

2. Разходите за строеж и експлоатация на съществуващите работещи реактори на Комисията по атомна енергия трудно може да се съпоставят с необходимите за енергийните уредби разходи.

3. Амортизационните и други отчисления за повечето компоненти на уредбата в новата и бързоразвиваща се област на техниката трябва да се определят, без да се основаваме на данните от никакъв предишен опит.

4. Капиталовложенията, които се отнасят към процеса на получаване на топлина и към частите на уредбата, необходими, за да се направи възможно обикновеното превръщане на топлината в енергия в дадена уредба, са по-големи, отколкото в обикновените електрически централи.

5. Съгласно закона за атомната енергия от 1946 г. реактори и делещи се материали, които са гориво за реактор, не могат да бъдат частна собственост.

6. При даденото изследване се предполага, че Комисията по атомна енергия доставя на самото място на реактора готови за пълнене топлоотделящи елементи и ги извозва след облъчването им на онези места, където ще се извърши химическото им разделяне. Комисията по атомна енергия с право се интересува от пълната стойност на целия цикъл, обаче изследователската група на фирмите не е в състояние да оцени стойността на металургическата и химическата обработка с онази точност, която бе получена при оценяване стойността на реактора.

7. Всяка фирма, която би се засела да разработи ядрено-енергетичен проект, би се оказала зависима от Комисията по атомна енергия по отношение на доставката на гориво (т. е. на най-същественото, без което уредбата не може да работи) и би трявало да следва указанията на комисията относно начина и степента на използване на горивото.

Като се взеха под внимание тези съображения, стойността на плутония се разглеждаше от две общи гледни точки, една от които може да се нарече „метод на приближаване“ (поради липса на място тук не се дава); другата гледна точка е дадена само във връзка с реактора, който работи с тежка вода. Това се дължи не само на стремежа да съкратим изложението, но също и на обстоятелството, че стойността на този реактор ще бъде, както изглежда, най-малка в сравнение със стойността на другите реактори, разработени от тази група фирми.

ВЪДЕЩИ ПОТРЕБНОСТИ И ПЕРСПЕКТИВИ

Окончателното избиране на типа на ядрения реактор за получаване на енергия ще зависи до голяма степен от това, за какво са необходими плутоният и другите делещи се материали—за военни цели или само за производството на енергия. Съвременните видове реактори имат по отношение на всяко едно от тези условия редица ограничения. Ще приведем някои от тях.

1. Повечето конструкции на реактори се характеризират със сравнително ниска температура на топлоносителя при излизането му, в резултат на което подаваната в турбината пара има ниско налягане, а вследствие на това паровият цикъл има нисък топлинен к. п. д.

2. Ако реакторът трябва да работи при висока температура и висока интензивност на лъчението, към материалите за покриване на топлоотделящите елементи и към материалите на другите части на уредбата трябва да се предявяват строги изисквания.

3. Ниското изгаряне¹ на горивото, около 0,1% от общото количество.

4. Сложните и скъпи уредби за химическо отделяне на плутония от другите материали.

5. Необходимостта да се отстраняват отработените продукти, които съдържат обеднял уран и продукти на деление.

6. Проблемите във връзка с необходимия контрол и регулирането на реактора.

7. Въпросът относно достъпността на урана за използването му като горивен материал.

Само след като се изследват повечето съвременни разработени проекти и се вземат предвид ограниченията за съществуващите реактори, ще бъде възможно да се установят изискванията към бъдещите енергетични реактори. Някои от изискванията се състоят в следното:

1. Реакторите трябва да бъдат изчислени за по-висока работна температура.

2. Топлоносителите трябва да бъдат пригодени за използване при високи температури, но не трябва да оказват вредно влияние върху реактора и не трябва да се разрушават под действието на лъчението.

3. Реакторите трябва да произвеждат повече делещ се материал от съществуващите природни сировини.

¹ Малък процент от горивото изгаря. — Бел. бълг. ред.

4. Необходими са ефективни методи за използване на обеднелия уран, който е продукт от работата на реакторите или на уредбите за разделяне на изотопи.

5. Реакторите трябва да бъдат хомогенни и да притежават прости средства за отстраняване на отработените продукти от реактора.

6. Трябва да се извърши разработка на материалите, съ противляващи се на корозията, за да стане допустима употребата на по-високи температури и по-висока интензивност на „изгаряне“ на горивото.

• 7. Трябва да се постигне комбиниране на предимствата на хомогенния и на хетерогенния реактор в един реактор, което ще позволи да се отстраният недостатъците на всеки от тях

8. Необходимо е да се осъществи комбинирането на един главен реактор с по-малки, което ще позволи да се достигне по-голяма интензивност на изгаряне на горивото.

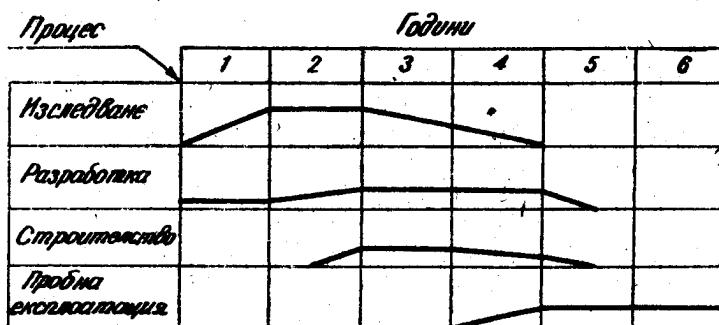
9. Необходимо е да се прилага нова техника на производство, което ще позволи да се използува по-пълно горивото, без да става нужда да се отстраняват топлоотделящите елементи.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

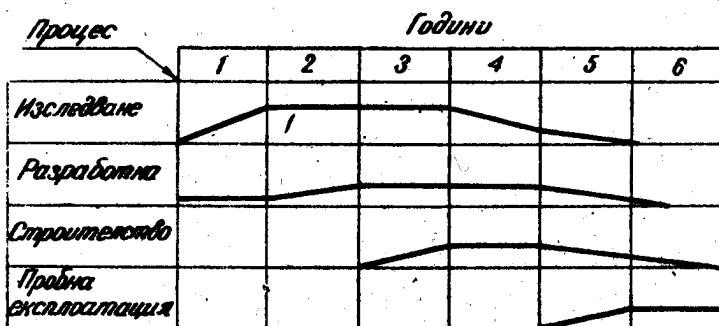
Нашето изследване и обсъждането на съвременното състояние на технологията на реакторите показва, че реакторът с тежка вода притежава най-добри икономически възможности въпреки съществуващата неопределенаност на стойността и достъпността на тежката вода, както и на стойността на химическата уредба за обработване на топлоотделящи елементи.

Съществено предимство би могло да се получи при употребата на обикновена вода като забавител и топлоносител, ако би могло да се получи уран с достатъчна степен на обогатяване. Бъдещата стойност на обогатеното гориво и перспективите за доставянето му още не са известни, но този въпрос трябва да се изясни в бъдеще. Реакторът с газов топлоносител може да бъде първият вариант, който позволява да се създадат атомни енергийни уредби с минимално нарушаване на работата на технологичните реактори, намирани се сега в стадий на строеж или проектиране. В този случай стойността на топлоотделящите елементи би била по-малка, отколкото стойността на елементите, използвани в технологичните реактори; освен това те биха могли да бъдат преработени при съществуващите химически инсталации.

Занимаващата се с тези въпроси група фирми счита, че конструирането на разгледаните в тази статия два вида реактори е напълно изпълнимо както от производствена, така и от екс-



a



b

Фиг. 13. Криви, характеризиращи времето за изграждане на реактора:
a — с газово охлаждане; *b* — с течно охлаждане

плоатационна гледна точка. Излизайки от предположението, че има в наличност дефицитни материали, благоприятни условия за изследване, а също и необходимите работници, окончателното конструиране и строителство може да бъде изпълнено в съответствие с „временния“ график, изобразен на фиг. 13.

**ИЗСЛЕДВАНЕ НА РЕАКТОРИТЕ,
ПРОИЗВЕЖДАЩИ ДЕЛЕЩ СЕ МАТЕРИАЛИ
И ЕЛЕКТРИЧЕСКА ЕНЕРГИЯ¹**

За изследване целесъобразността на строежа на реактори за производството на делещ се материал и електрическа енергия бяха привлечени към работа „Дау Кемикъл К°“ и „Дитроит Едисън К°“. Това изследване беше направено в съгласие с Комисията по атомна енергия. Работите се финансираха от самите компании. През време на изследването бе направен общ преглед на реакторите. Представителите на компаниите посещаваха реакторните инсталации на Комисията по атомна енергия и се запознаваха с текущите работи. Те бяха допуснати до докладите на Комисията по атомна енергия и имаха възможност да разговарят със сътрудниците както на самата комисия, така и със сътрудниците на свързаните с нея организации.

Перспективите (макар и далечни) за създаването на реактори от типа „бридер“² и възможността да се намали стойността на реакторите и на преработвателните процеси на горивото създават увереност, че съществува реална възможност да се създаде конкурентоспособна ядрена енергетика, макар че това още не може да се докаже практически. Като полагаха усилия да постигнат тази цел, компаниите разработиха техническите условия за икономически целесъобразни ядрени енергийни реактори и предложиха програма за съвместна работа с Комисията по атомна енергия за създаване на реактор, който напълно да отговаря на тези технически условия. Получените изводи и основните положения на програмата бяха представени на Комисията по атомна енергия на 19 декември 1951 г.

В доклада се предлага програма за съвместни изследователски и проектантски работи, които трябва да се изпълняват главно от компаниите. Крайна цел на тази програма е разработването на предварителната конструкция на реактор тип „бридер“ с бързи неутрони и висока температура на топлоносителя,

¹ Доклад на „Дау Кемикъл“ К° и „Дитроит Едисън К°“.

² Реактор, възпроизвеждащ делещ се материал. — Бел. бълг. ред.

при който се предполага да се използува течно гориво, металургичният процес на обработването на което е свързан тясно с реактора. Желателно е проектирането да достигне такъв стадий, при който компаниите биха могли да определят основните капитални вложения, необходими за изграждането на реактора.

След разглеждане на доклада през декември 1951 г. компаниите продължиха работата по съставянето на една обединена програма. Главна цел на проучването беше избирането на метод, който би дал възможност да се извърши работата в кратък срок и същевременно да съответствува на крайната цел на изследването.

Критерий за това беше получаването на възможния по-голям брой желани характеристики чрез използването на материали, процеси и конструкции, които засега са разработени дори частично или при които има изгледи да се получи задоволително разрешение в най-близките една или две години.

Като се изхождаше от това, бе решено да се концентрират усилията върху реактора от типа „бридер“, който работи с бързи неutronи и използува течен метален топлоносител. Такъв реактор може да осигури необходимата за ефективно получаване на енергия висока температура на топлоносителя. През първия етап на изследването би могло да се направи компромис и да се проектира реактор не с притежаващо идеална подвижност гориво, а да се използват твърди топлоотделящи елементи от уранова сплав. Използването на твърдите топлоотделящи елементи ще позволи да се опрости производството им и да се приспособи лесно за тези цели металургичният процес на обработване. В отражателя на реактора от типа „бридер“ се предполага да бъде използван или метален уран, или уранови сплави, за да се опрости преработването, което има за цел получаване на плутоний. Проектирането въз основа на гореспоменатите характеристики е вече започнато. Успоредно с работата на компаниите Комисията по атомна енергия започва работите по изследване и усъвършенстване на проекта.

ТЕХНИЧЕСКИ УСЛОВИЯ ЗА ИКОНОМИЧЕСКИ ИЗГОДНА ЯДРЕНА ЕНЕРГЕТИКА

Според нас за икономически целесъобразните енергийни реактори най-важни са следните технически условия.

1. Реакторът трябва да използува евтино гориво, т. е. трябва да бъде такъв възпроизвеждащ реактор (тип „бридер“), в който

торият или изтощеният уран се превръщат в делещ се материал. В настоящия труд под възпроизвеждащ реактор се разбира апарат, в който се образува повече делещ се материал, отколкото се изгаря.

2. Реакторът трябва да има висок коефициент на възпроизвеждане (т. е. да работи с бързи неutronи), за да произвежда излишък от делещ се материал в сравнение със собственото изразходване на гориво.

3. Реакторът трябва да бъде високотемпературен апарат, ако се определя за производството на енергия и делещи се материали. Има възможност да бъде достигната в активната зона на реактора температура от порядъка на $500 \div 600^{\circ}\text{C}$ ($950 \div 1100^{\circ}\text{F}$).

4. Конструкцията на реактора трябва да дава възможност за обединяване на работата му с процеса на преработване на продуктите; този въпрос се изучава сега в Емската лаборатория (Емес, Айова) и в Брукхавенската национална лаборатория (Лонг Айлънд, Нюйорк); разрешаването на този въпрос ще позволи да се поевтини и ускори процесът на преработване и извлечане на делещи се материали и продукти на деление.

5. Безопасната зона на реактора трябва да бъде минимална. Непрекъснатото отстраняване и отделяне на продуктите на деление би намалило размерите на тази зона. Използването на гореспоменатите процеси на разпределение обещава да има перспективи в това отношение.

6. В реактора трябва да се използува гориво без обвивка, желателно е течно или подвижно¹.

7. Реакторът трябва да се саморегулира.

ОБСЪЖДАНЕ НА ТЕХНИЧЕСКИТЕ УСЛОВИЯ

Както вече бе изтъкнато, възможността за значителни подобрения на икономическата конюнктура в областта на ядрената енергетика е причина за неотслабващия интерес към тези въпроси. В резултат на направените с реакторите изследвания и на работата на Комисията по атомна енергия за усъвършенствуване на реакторите бе изяснено, че подобрението показатели, приети в нашите проекти, са постижими. Например ние предполагаме, че осъществяването на възпроизводството е възможно и че коефициентът на възпроизводството е висок в реактора с бързи неutronи; двете предположения са общоприети.

¹ Например прахообразно гориво. — Бел. бълг. ред.

Работни температури. Първоначално фирмите се интересуваха от реактори, чиято технология е вече известна. Беше прието, че реакторът, който ще започне да се строи незабавно, трябва да служи за превръщане на U^{235} в плутоний. В реактора би горял естествен или частично изтощен уран и като забавител би бил използван графит или тежка вода.

Такива реактори могат да бъдат източници на енергия. Бе установено обаче, че получаването на енергия в реактора със съществуващи конструкции би намалило производството на плутоний. Това следва от факта, че енергетичната мощност на реактора, а следователно нивото на производство на плутоний, зависи от интензивността на отвеждането на топлината. За стационарни топлоотделящи елементи, работещи при дадена температура, количеството топлина, което може да бъде отведено, се увеличава, ако се намали средната температура на топлоносителя. От друга страна, получаването на енергия, имаща икономическо значение, изисква относително висока температура на топлоносителя. По този начин получаването на енергия и материали с военно значение може да става съвместно само когато изходната температура на топлоносителя е достатъчно висока, за да осигури ефикасното получаване на енергия при оптимални (или близки до оптималните) условия за производство на тези материали. В реакторите за едновременно производство на енергия и делещи се материали топлоотделящите елементи трябва да бъдат такива, че да могат да се използват при достатъчно висока температура; в този случай получаването на материалите няма да се ограничава от изискванията, свързани с получаването на енергия.

По типа на съществуващите апарати днес може да бъде построен реактор за производство на делещи се материали, който да бъде едновременно и енергиен. Поради голямата ценност на материалите с военно предназначение такъв реактор ще може да работи главно за максималното производство на такива материали дотогава, докато намаляването на нуждата от последните не направи енергетиката по-важен източник на доход. Малко по-иначе стои работата с реактора с циркулиращо гориво, описан в настоящия доклад, но и в този случай, както изглежда, общите предпоставки запазват силата си.

Възпроизводство. Както изглежда, бъдещето на атомната енергетика зависи от развитието на реакторите тип „бридер“. Ще напомним, че в реактора тип „бридер“ се произвежда по-вече (или във всеки случай също толкова) делещ се материал, отколкото се изгаря. От икономическа гледна точка възможност-

та за получаване на гориво в реактора, предназначен за възпроизводството, дава надежда да се оправдаят високите капиталовложения в енергетичните реактори. Днес развитието на ядрената енергетика се спъва поради изискваните големи капиталовложения, голямата стойност на горивото и на обработвателото му. Ако процесът на възпроизвъдството е осъществим, увеличаването на свързаните с ядрената енергетика разходи може да се компенсира с продаването на излишъка от делещи се материали като гориво.

Трябва да изтъкнем, че е необходимо да има налице достатъчно количество делещ се материал за първоначалното напълване на такъв реактор и че произвежданите делещи се материали имат определена пазарна стойност. Пласментният пазар ще съществува с едно ниво на цените при наличността да нужда от атомно оръжие и с по-ниско ниво, ако то се определя от нуждата от гориво за стационарни и подвижни енергийни уредби. Трябва да се отпускат някакви кредити за делещите се материали, като се има предвид ниското ниво на курса на цените на тези материали.

От енергетична гледна точка вниманието ни бе привлечено от проектите на Комисията по атомна енергия за „бридерите“ като най-важна работа, намираща се в стадий на разглеждане.

Евтин обединен процес на преработване. Тъй като би било желателно да се намали стойността на горивото и на химическата му изработка, възниква необходимостта да се използува течно гориво и реакторът да се свърже тясно с уредбите за деление на горивото и за премахване на активностите. Голямата стойност на станционерните топлоотделящи елементи, ограниченията, свързани с тяхното използване, трудността както при пълненето на реактора с тях и изпразването му, така и при осъществяването на хидратогенния технологичен процес на деление и голямото количество отпадъчни продукти представляват важни фактори в ядрената икономика. Ако би могла да бъде разрешена задачата за създаване на реактор, който да работи с течно гориво, и ако би могъл да се намери по-евтин начин на непрекъснато деление, би се постигнало важно усъвършенствуване, допринасящо за развитието на ядрената енергетика.

Дойдохме до заключение, че при използванието на разтопен метал е много удобно да се прилага съвършеният метод на преработване. При изпълняване на посочените условия този начин би бил по-удобен за използване в съвременните реактори и много по-евтин от хидратогенните процеси, особено поради

възможността да се премахне механичната обработка на топло-отделящите елементи и слагането на обвивки върху тях.

Подвижно (или течно) гориво. Ние смятаме, че горивото трябва да бъде подвижно; това улеснява бързото му преработване. При това за извлечането на чистия плутоний и за отстраняването на продуктите на деление трябва да се предвиди тясно обединение на уредбите, предназначени за преработване на горивото, с реактора, както бе споменато по-горе. От тези две изисквания следва естествено, че най-желателно е такова гориво, което може да се поддържа през всичкото време в течно състояние. Ако би станало необходимо да се използува гориво в твърдо състояние, топлоотделящите елементи би трябвало да имат такава форма и обем, че изработването им да бъде достатъчно просто и да бъде възможно при това да се прилага дистанционно управление. Топлоотделящите елементи, които могат да се отлеят от разтопен метал, трябва да задоволяват това изискване.

Ние разглеждахме различните възможности да се използува течно гориво за реактор, работещ с бързи неutronи. Данните, с които разполагахме, показват, че съществуват няколко възможни вида течно гориво, всяко от които има своите недостатъци и трудности при експлоатиране. Към тях спадат:

1) евтектиките от уран или плутоний с точка на топене, равна приблизително на 500°C и повече;

2) суспензиите, като например дисперсията от някои интерметални състави или сплави на урана в сплави с ниска температура на топене;

3) разтопените соли.

Възможното използване на тези видове гориво повдига сериозни и изискващи разрешение проблеми, свързани с контейнерите, устойчивостта при облъчване, повторното преработване и т. н.

Но вече са известни възможните начини на използване на тези материали в реактора и трябва да се приеме, че ще бъде постигнат безусловно значителен прогрес в техниката на използването им в необходимата температурна област. Един от начините за разширяване на използването на течно гориво е по-нататъшното снижаване на неговата точка на топене. Бяха предложени няколко системи, които биха могли да бъдат изпробвани с известна надежда за успех. Разбира се, има много други възможности, които най-после ще бъдат непременно изследвани. По този начин може да се направи изводът, че ще трябва да се извърши значителна работа за усъвършенствова-

нето на някоя система с течно гориво и на конструкцията на реактора, за да се направи възможно използването му. Ако говорим за конструирането на реактор, който може да бъде построен в най-близко време, за предпочтение е най-вече, както изглежда, работещият с твърдо гориво реактор.

При нужда могат да бъдат реализирани някои предимства на течното гориво, като се използват материали със сравнително ниска точка на топене, дори ако тези материали се употребяват в твърд вид.

Измежду голямата група материали би било целесъобразно да се изберат за обект на първоначални изследвания сплавите на урана.

Зона на безопасност. Изхождайки от изискванията за минимална зона на безопасност, бе намерено за необходимо да се инсталира реакторът върху територията на компанията „Ди-триот Едисън К“ . Ако се вземат под внимание съществуващите правила за устройство на зоната на безопасността и ако се вземе предвид цената на земята в тази територия, стойността на зоната на безопасност за 1 кват електрическа енергия може да бъде 50% от съществуващата общата стойност на енергията при парните уредби. Даже ако би било възможно да се получава енергия върху отделните участъци на тази територия, стойността на предаването ѝ и липсата на пласмент в този район могат да бъдат сериозни фактори, които трябва да се вземат под внимание. Вече бе изтъкнато, че непрекъснатото отстраняване на продуктите на делението може да подобри условията, с оглед на които (по съществуващите правила) реакторът трябва да бъде изолиран. Непрекъснатото отстраняване на продуктите и наличният засега опит, който може още сега да оправдае едно намаляване на изискванията спрямо зоната на безопасността, могат да направят приемливи тези изисквания.

Най-вероятно е, че поне няколко от първите построени реактори ще изискват толкова голяма зона на безопасност, че стойността ѝ ще бъде съществена част от общата стойност на уредбата. Ако допуснем, че това е така, разполагането на реактора във водно пространство, граничещо с разглежданата територия, може да се окаже икономически по-целесъобразно, за да се създаде необходимата зона за безопасност.

Ние смятаме, че най-добрият подход за реализиране на задачите на този проект е своевременното конструиране на уредба от голям машаб. Една от възможностите за изграждането на такава уредба при минимални разходи за зоната на безопасност и за строителството е разполагането на реактора и не-

говите съоръжения върху шлеп или кораб. Това би позволило да се сглоби уредбата в корабостроителницата, като се опростят по този начин изискванията за безопасността и се сведе до минимум нуждата от нови строителни съоръжения. Когато се привърши сглобяването на реактора, основата, върху която е монтиран, може да бъде спусната във вода и поставена на котва или потопена на място, което ще осигури достатъчна зона на безопасност. Защитата би се осигурявала със стоманени казани, напълнени с пясък и вода. За първите изпитвания трябва да бъдат построени само реакторът и съоръженията за разделяне; това ще сведе до минимум първоначалните разходи за строителство. В този случай произвежданата топлина може да бъде „изхвърлена“ без всякакъв труд; уредбите за производство на електрическа енергия и предаването ѝ могат да бъдат изградени по-късно, ако това е нужно. Съчетаването на икономията, получена при такова поставяне на реактора, която може да се постигне при изпълнението на тези предварителни планове, и въвеждането на усъвършенствования в реактора и в процеса на разделянето, които изглеждат постижими, откриват възможност стойността на топлинната енергия, подавана на регулатора на турбината, да конкурира топлината, получавана от изгарянето на въглища.

ТИПОВЕ РЕАКТОРИ

Можем да си представим редица реактори с различни конструкции, които отговарят напълно или отчасти на предявяваните изисквания. В декемврийския доклад бяха изброени следните възможни конструкции:

1) реактор с непрекъснато преработване на течното гориво и със струйно смесване и центробежно отделяне на течния топлоносител (тип С в табл. 1, стр. 69);

2) реактор с течно гориво, съдържащо се в „реакторния тигел“, и тежък топлоносител, минаващ по тръбите (тип А-1);

3) реактор с топлоносител, разположен извън тръбите, в които се съдържа течно или друго подвижно гориво, с бързо и непрекъснато преработване или без такова.

В табл. 1 (стр. 68 и 69) се дават най-важните характеристики както на горепосочените, така и на другите разгледани конструкции. Приведените в таблицата цифри в най-добрая случай са първо приближение, но те дават основа за относително сравняване на разгледаните видове конструкции. Във всеки отделен случай незначително различаващите се по конструкция

реактори могат да имат по-добри характеристики при същите принципи, които са положени в основата на проекта. Конструкцията, която ще се разглежда на първо място и в която урановата сплав ще се използва в твърда фаза, е общият тип конструкция, дадена в четвъртата колона на таблицата. Този тип реактор ще притежава много необходими характеристики и може да бъде разработен в най-близко бъдеще.

Тип реактор, който може да бъде използван в бъдеще. Реакторът (тип С в табл. 1, стр. 69), предназначен за възпроизвъдство на гориво и работещ с бързи неutronи и течно гориво, позволява да се решат теоретично всички най-съществени задачи на бъдещето. В него може да се извърши металургично преработване на топлоносителя и да няма традиционните топлопредаващи повърхности. Той може да бъде направен от мъчно топими материали, които са приемливи при работата на реактор както с топлинни, така и с бързи неutronи.

Активната зона на реактора би била цялата запълнена с разтопен метал.

Като изходен материал може да се използува или обеднял уран, или торий в зависимост от това, какъв краен продукт трябва да се получи. Една от основните проблеми е осигуряването на безопасността. Например на борда на някой кораб или в населена местност по-добре е да се използват торий, U^{233} или U^{235} . При често повтаряно пречистване на металното гориво трябва да се сведе до минимум опасността от отравяне и облъчване в границите на реактора и хранилищата. Там, където се осигурява съответна защита, около активната зона на реактора, работещ с бързи неutronи, може да бъде разположен възпроизвеждащият слой от изтощен или естествен уран, служещ за производство на плутоний.

При другите възможни варианти течното гориво може да циркулира извън активната зона на реактора по по-широк охладителен контур. Обаче такива системи не се разглеждат главно затова, защото както в дадения вариант, така и в другите, приведени по-долу, се изисква допълнително пълнене с делещ се материал за запълване на външния контур.

Радиаторен тип реактор. Друг прост тип реактор с подвижно гориво е реакторът, в който разтопеното гориво, намиращо се в „тигела“, се охлажда от топлоносителя, който протича в тръбите или металните гилзи, минаващи през реактора. В дадения случай решаваща е проблемата по избиране материал за „тигела“, тъй като се изисква материал със сравнително висока топлопроводност, който може да противостои на високата температура на течното метално гориво.

Типове реактори, разгледани от

Параметри на реакторите	Типове
	A-1 радиатор ; течно гориво, течен топлоносител
Максимална топлинна мощност, квт	25 500
Максимална температура на топлоносителя, която може да бъде използвана за произеждане на пара, °F	900
Електрическа мощност при к. п. д., равен на 30 %, квт	7500
Топлоносител	Na
температура на топене, °C	98
температура на кипене, °C	883
топлопроводност, кал/см. сек. °C d_{cp} , кал/см ³ °C	0,15 0,24
максимална скорост на циркулирането, фут/сек	30
изменение на температурата, °C	130 (260)
максимална температура, °C	480 (610)
минимална температура, °C	350
Причини, ограничаващи специфичната мощност	Голямото количество топлина, отеляща се в единица обем гориво, изиска максимално намаляване на размерите на топлоотделящите елементи или по-голяма амплитуда на температурата
Причини, ограничаващи максималната температура на топлоносителя	Корозия

Типовете реактори A-1, A-2 и A-3 (вж. табл. 1) представяват различни варианти на типа А, в основата на който е положен един и същ принцип. Тези варианти са изчислени за различни възможни състави на горивото и за разни размери на топлоотделящите елементи.

фирмата „Дау Дитроит Едисън“

Таблица 1

реактори			
A-2 радиатор ; ди- сперсно гориво, течен топлоно- сител	A-3 радиатор : течно гориво с твърда изходен материал ; теч. топлонос.	B радиатор ; твърдо гориво, течен топлоно- сител	C течно-течно- стен вариант ; течен топлоно- сител с течно гориво в „ти- гела“
460 000	75 000	450 000	220 000
1020	900	1020	930
138 000	22 500	135 000	66 000
Na	Na	Na	Na
98	98	98	98
883	883	883	883
0,15	0,15	0,15	0,15
0,24	0,24	0,24	0,24
30	10(30)	30	30
130	140	280	300
480	480	550	500
350	340	270	200
ρ_{cp} на топ- лоносителя	Голямото количество топлина, от- деляща се в единица обем гориво, изисква максимално намаление на размерите на топлоотделящите елементи или по-голяма амплитуда на температурата	ρ_{cp} на топ- лоносителя	ρ_{cp} на топ- лоносителя
Корозия	Корозия	Корозия	Корозия

За да се облекчи донякъде режимът, в който ще се намират материалите на конструкцията, горивото може да се вкарва в „тигела“ и да се изважда от него в разтопено състояние, но през повечето време на намирането му в реактора трябва да се поддържа в твърдо състояние при малко по-ниска температура. Такава възможност е предвидена във варианта на тип В (вж. табл. 1).

Други варианти. При проучването бяха разгледани много други възможни варианти на реактори.

В посочения в т. З (вж. стр 66) тип реактор, който обаче не е споменат в табл. 1, горивото се намира в тръбите, а топлоносителят отвън. В този случай също е необходим добър конструктивен материал с висока топлопроводност. Този вариант се отличава малко от варианта с топлоносител в тръбите (т. 2, стр. 66), при което трябва да се очаква, че всеки от вариантите ще има свои малки предимства. Общотехническите характеристики на такъв реактор биха били приблизително същите, както и на реактора с топлоносител в тръбите.

ДОПУСТИМИ КАПИТАЛНИ РАЗХОДИ ЗА РЕАКТОРА

Беше направена оценка, доколко е икономически целесъобразно да се заменят обикновените енергийни и парни уредби с ядрени реактори. Това бе сторено, за да се определят: 1) частта от капиталните вложения в енергийната уредба (и в цялата система), която би се загубила, ако парогенераторите и свързаните с тях съоръжения биха излезли от употреба; 2) стойността на един млн. *Б. т. е.*, подавани на турбинния регулатор на съвременната парна уредба; 3) оправданите капитални вложения в ядрения реактор и съоръженията му при различна стойност на горивото.

Оценката бе направена въз основа на проектните икономически данни за строящата се сега в Сен Клер електрическа централа „Дитроит Едисън К°“. Беше установено, че за съвременната парна енергетична уредба с мощност 375 *мгвт* (по номинал), струваща 74 750 000 долара, около 52% от капиталните вложения, или 38 930 000 долара, се падат на производството на пара (тук се включват земята, сградите, съоръженията и т. н.). Това прави 83 долара за 1 *квт* максимална мощност на турбогенераторите. Номиналната мощност на турбогенераторите е 125 000 *квт*, максималната мощност — 156 250 *квт*. На свой ред капиталните вложения в обикновената парна уредба правят приблизително 20% от стойността на всички електрически и разпределителни съоръжения на енергийната система с мощност 1900 *мгвт*. От общите капитални вложения, включващи стойността на служебните и складовите съоръжения и т. н., капиталните вложения в котелната уредба правят 19%. Тези данни са получени при условие, че турбогенераторът работи с пълна мощност.

Икономическото изследване позволи да се установи, че даже когато ядреният парогенератор бъде усвоен до такава степен, че ще може да конкурира съвременните парни котли, това обстоятелство няма да повлияе върху капиталните вложения в цялата електрическа система. Действително дали парата се произвежда в ядрени реактори или парни котли — от 80 до 85% от полезните капитални вложения ще останат неизменни. Останалите 15÷20% от общите капитални вложения са свързани с капиталните и експлоатационните разходи в единия случай за реактора и спомагателните съоръжения, в другия — за парната уредба.

Следователно, ако е възможно да се проектира, построи и експлоатира ядрен реактор при разноски, които могат да конкурират стойността на обикновената парогенераторна уредба, това ще се отрази само върху сравнително малка част от общите капитални вложения. Следователно намиращите се сега в експлоатация парни уредби няма да останат в бъдеще до такава степен, че да стане нужда да бъдат заменени независимо с ядрени реактори, както се смята понякога. По-вероятно е, че ако бъде построен реактор, който ще може да произвежда пара по стойност, съществено по-ниска, отколкото в съществуващите парни котелни системи, по-малко икономичните парни уредби, макар и да оставят в сравнение с новите енергийни реакторни уредби, все пак още ще бъдат полезни като резервни източници на енергия.

За да конкурира съществуващите съвременни парни котли, ядреният реактор трябва да осигури подаването на пара към турбинния регулатор при общата стойност, по-малка от 59,4 цента за 10^6 *B. t. e.* Стойността на произвежданата от парните котли енергия е определена, като се изхожда от стойността на възлицата по 7,2 долара за 1 *m*, от топлотворната им способност — 11 800 *B. t. e./фунт* и от 70-процентното средногодишно пълнене на уредбата.

Ако приемем, че няма разходи за гориво, работна сила, материали и снабдяване, капитални вложения в ядрения реактор в размер на 235 долара за 1 *kwt* могат да бъдат оправдани при условие, че конструкцията на реактора ще остане икономически изгодна в продължение на приблизително 20 години. Обаче непредвидените разходи, а също и оставянето на съоръженията и частите на реактора благодарение на бързото развитие на реакторната техника действително съществуват и тъй като те нарастват с увеличаване на разходите, икономически оправданията капитални вложения в ядрения реактор

се намаляват съответно. Освен това, ако покрай енергията в реактора се произвеждат ценни делеши се продукти, това може да компенсира както посочените разходи, така и някое превишаване на капиталните разноски над приведената по-горе стойност.

ТИПОВЕ РЕАКТОРИ С ИЗВЕСТНА ТЕХНОЛОГИЯ

Бяха направени предварителни скици за конструиране на реактор със забавител от тежка вода, в който нейните високи ядрени качества биха позволили да се постигне по-висока степен на изгаряне на U^{235} от естествен уран, отколкото това обикновено се наблюдава в съществуващата практика. Бяха разгледани три важни изменения в обикновената конструкция на реактор със забавител от тежка вода:

- 1) увеличаване на температурата на горивото и на топлоносителя в енергийния реактор поради използванието на течен метален топлоносител;
- 2) нов процес на металургично сепарационно преработване;
- 3) видоизменение на горивната система, за да стане колкото се може по-тясна връзката на реактора със сепарационния процес на преработването.

Тези изменения биха могли да бъдат въведени в тежководния или графитния реактор, но необходимите за това време и разходи ще бъдат също така големи, както и при разработването на реактор от типа „бридер“ с бързи неutronи, който притежава ниска стойност и фактически неограничено използване на горивото.

**ПРОУЧВАНЕ НА ВЪЗМОЖНОСТА ЗА СЪЗДАВАНЕ
НА РЕАКТОР, ПРОИЗВЕЖДАЩ ПЛУТОНИЙ
И ЕНЕРГИЯ¹**

Договорното споразумение между Комисията по атомна енергия и „Монсанто Кемикъл К°“ и „Юниън Електрик К°“ предвижда провеждането на изследвания от тези фирми и изготвянето на доклад, който да хвърли светлина върху техническите и икономическите възможности на строителството, а също и върху експлоатацията от частни фирми на реактор и енергетична уредба, произвеждащи плутоний и електроенергия. Една от целите на това споразумение беше да се проверят техническите и икономическите изгледи за построяване на такъв реактор в най-близки години.

Фактът, че реакторът за производство на плутоний и електроенергия трябва да бъде построен в най-близките няколко години, означава, че конструкцията му трябва да се основава на проверените данни, събрани от Комисията по атомна енергия и от сключилите договора фирми. Според това споразумение трябваше да се съберат данните, засягащи работата на реактора, да се разработи предварителната конструкция и да се направят няколко груби оценки на капиталните разходи и на стойността на експлоатацията му, а също да се изясни ще произвежда ли такъв един реактор плутоний и електроенергия по конкурентна цена и ще осигури ли той задоволителен доход.

Представените в тази статия изследвания се основават на предположението, че реакторът ще произвежда плутоний за военни цели в продължение на произволно приет период от 5 години. Изследванията обхващат реакторите, които е възможно да бъдат построени в продължение на четири и не повече от шест години. Обикновено се предполага, че продължителността на служенето (живота) на енергийната уредба е равна на 25÷30 години. Затова трябва да бъдат представени икономическите съображения за евентуално произвеждане само на една енергия (при липса на търсене на употребявания за военни цели плу-

¹ Доклад на „Монсанто Кемикъл К°“ и „Юниън Електрик К°“.

тоний) или пък да се отнесе амортизацията на съоръженията на енергийната уредба към приетия период за производство на плутоний за военни цели. В табл. 1 са дадени техническите характеристики на реакторите, описани в тази статия.

Таблица 1
Технически характеристики на графитните реактори
с натриево охлаждане
Разгледани от фирмата „Монсанто Юниън Електрик К°“

Реактори	Технически характеристики на реакторите	
	Тип А	Тип В
Предназначение		
Неутронни	Получаване на плутоний и електроенергия	Получаване на плутоний и електроенергия
Мощност :	Топлинни	Топлинни
топлина, <i>квт</i>	1000	3000
Материали и техните количества :		
процент на обогатяване на <i>U²³⁵</i>	0,83	0,95
количество уран, <i>кг</i>	214 000	214 000
топлоотделящи елементи	Тръби с вътрешно охлаждане	Тръби с вътрешно охлаждане
забавител	Графит	Графит
отражател		
защита	Бетон	Бетон
първичен топлоносител	<i>Na</i>	<i>Na</i>
изх. материал за възпроизводство	<i>U²³⁸</i>	<i>U²³⁸</i>
Гориво :		
максимална температура на урана, °F	1100	1100
Топлоносител :		
температура при влизане, °F	300	300
температура при излизане, °F	650	900
максимална скорост, фут/сек	20	20
разход, галони в 1 мин. при 300°F	70 000	120 000
разход, фут ³ /мин (при 300°F)	9000	16 000
мощност, необходима за прокарване на топлоносителя през тръбите (к. п. д., равен на 50 %), <i>квт</i>	3000	5000
Размери :		
активна зона	Осмоъгълна призма, висока 20 фута; широчина на стените — 35 фута	Осмоъгълна призма, висока 20 фута; широчина на стените — 35 фута
дебелина на отражателя, фута	2	2
дебелина на защитата	Още не е определена	Още не е определена
Общи размери	Още не са определени	Още не са определени

ИЗБОР НА ТИПОВЕ РЕАКТОРИ

Общи съображения. Проучването бе започнато с разглеждане както на явната, така и на поверителната литература, имаща някакво отношение към възможното развитие на ядрената енергетика и към производството на плутоний. Бяха организирани посещения на уредбите на Комисията по атомна енергия, обаче основната информация бе получена на конференциите, които се провеждаха в различни места.

Първоначално ние разглеждахме реакторите, които работят само с естествен уран. Обаче разяснението на Комисията, че може да се разчита на обогатен уран, осигури по-голяма свобода при избиране на типовете реактори за изследване.

Съществуващето мнението, че трябва да бъдат проучени реакторите от следните типове:

- а) с графитен забавител, натриев топлоносител и топлоотделящи елементи от метален уран;
- б) със забавител от тежка вода, натриев топлоносител и метални уранови топлоотделящи елементи;
- в) със забавител и топлоносител от обикновена вода и с топлоотделящи елементи от метален уран;
- г) водни хомогени;
- д) специални типове.

Реактор с графитен забавител и натриев топлоносител. Тъй като е необходимо да се конструира и построи реактор в кратък срок, би било разумно да се започне проучване, като се разгледа някой от съществуващите типове реактори с голяма мощност, за който има най-много данни относно конструкцията, експлоатацията и стойността. Хенфордските реактори отговарят на всички тези изисквания: те притежават голяма мощност, събран е опит по тяхната експлоатация в продължение на няколко години, известни са данните по капиталните разходи и експлоатационните разходи, а също и голям брой необходими ядрени константи и други физически данни. Ето защо за нашето първоначално изследване бе избран Хенфордският тип реактор; обаче предполагаше се, че несъмнено ще има нужда от едно малко видоизменение на конструкцията му, за да стане възможно превръщането на топлината в енергия, достъпна за промишлено използване.

Обикновената вода, използвана за охлаждане в реактора от Хенфордския тип, не позволява той да се експлоатира при достатъчно висока температура, при която се осигурява получаването на икономически рентираща се енергия. Затова стана

нужда да се търси високотемпературен топлоносител, за който би имало достатъчно данни относно корозийните му свойства, а също и за методите на работа с него.

Най-обещаващи възможни топлоносители са натрият или натриево-калиевата евтектика, тъй като за тях има много данни, които са получени в процеса на корозийните изследвания на натрия, извършени с няколко уредби на Комисията по атомна енергия.

Натриево-калиевата евтектика в сравнение с натрия притежава това предимство, че има по-ниска точка на топене; следователно входната ѹ температура може да бъде по-ниска, което позволява да се получи по-голямо топлопоглъщане. Обаче присъствието на калия създава редица неудобства (поради възможното взаимодействие между калия и графита и по-високото сечение на поглъщане на неutronите); затова за топлоносител бе избран чистият натрий.

По-нататъшните изследвания разкриха следните предимства при употребата на натрий в сравнение с водата (даже ако тя се намира под налягане): 1) много висок коефициент на топлопредаване; 2) възможност за по-голямо повишаване на температурата на топлоносителя, без да се прилага високо налягане; 3) отсъствие на корозия на неръждаемата стомана под действието на натрий поне до температура 900°F ; 4) отвеждане на голямо количество топлина от топлоотделящите елементи. Тъй като при други равни условия образуването на плутоний е почти пропорционално на топлинната мощност на реактора, използването на натрия за реактор с даден размер създава важно предимство — увеличава се производството на плутоний. В сравнение с електроенергията стойността на плутония (годен за военни цели) е толкова висока, че е целесъобразно да се увеличи максимално производството му. При натриевия топлоносител температурите (благодарение на които максимално се увеличава производството на плутоний) са достатъчно високи, което позволява да се осъществи практическото получаване на електроенергия. Това е невъзможно да се постигне при използване на обикновена вода като топлоносител. Днес, когато има търсене на плутоний, предназначен за военни цели, желателно е да се разгледат реакторите, които биха могли да се използват и тогава, когато плутоният вече не ще представлява военен интерес и реакторът ще се използува главно за получаване на електрическа енергия.

Към тази група могат да бъдат отнесени реакторите с натриев топлоносител, тъй като натрият притежава свойства, под-

ходящи за реактори, а именно: доста ниско сечение на поглъщане на неutronите, висока точка на кипене и липса на въздействие върху обикновените метали при високи температури, които осигуряват постигането на висок термодинамичен к. п. д., отговарящ на съвременните енергийни уредби.

След преценяването на относителните предимства на този и другите типове реактори бе установено, че от предназначените за увеличаване производството на плутоний реактори, които биха могли да бъдат построени в най-близко бъдеще, реакторът с графитен забавител и натриев топлоносител е един от най-обещаващите. Обаче нашите изследвания засягаха, макар и по-малко подробно, проучването и на други системи, които могат да конкурират в бъдеще енергийния реактор, имащ натриев топлоносител и графитен забавител.

ОПИСАНИЕ НА ИЗБРАНИЯ РЕАКТОР

Общо устройство. За гориво бе избран метален уран, което свежда до минимум обогатяването; освен това за металния уран има много сведения. По съществуващите данни максималната температура на топлоотделящите елементи, изработени от нелегиран метален уран, се ограничава от изменението, които стават при α - и β -фазовите преминавания (при температура 665°C , 1229°F). Ние избрахме температура, равна на 1100°F , за да имаме известен запас на сигурност. Конструкцията на топлоотделящите елементи бе разработена, като се изхождаше от предположението, че изборът на такава температура може да сведе до минимум стойността на плутония. В сравнени условия и при дадена температура на металния уран (като ограничаващ фактор) може да се получи по-голяма мощност при вътрешно охлаждане на топлоотделящия елемент, отколкото при външно охлаждане. Очевидно е, че едновременното охлаждане на топлоотделящия елемент отвътре и отвън ще доведе до още по-голяма топлинна мощност, отколкото само при вътрешно охлажддане.

По-нататък бяха разработени устройствата на охлаждащите канали на реактора и на системата на влизане и излизане на топлоносителя. Бяха разгледани различни варианти на конструкция на ^{канали} ~~канали~~, на многоколекторни разпределителни системи, на вертикално и хоризонтално разположение на охлаждащите канали, минаващи през ^{канали} ~~реактора~~.

При проучване на техническите предимства на различните механични конструкции бяха взети под внимание следните фак-

тори: 1) безопасност при експлоатиране (от механична и ядрена гледна точка); 2) поставяне и изваждане на топлоотделящите елементи (включително както на късите блокчета, така и на дългите непрекъснати пръти); 3) непрекъснатост на експлоатацията; възможност за вътрешен ремонт и 4) вероятна сигурност на конструкциите.

След преценяване на сравнителните предимства, вземащи предвид всички тези фактори, беше решено да се спрем на две възможни конструкции, които имат еднакво общо устройство, но се различават по системите на топлоносителя и по техниката на пълнене и изпразване, обусловена от различните охлаждащи системи. Забавителят и обкръжаващият го отражател, дебел 2 *фута*, се сглобяват от графитни блокове във вид на осмоъгълна призма, висока 24 *фута*; разстоянието между противоположните стени е равно на 39 *фута*. В призмата има отвори за охлаждащите канали, които образуват общата квадратна решетка на реактора. Тръбните топлоотделящи елементи, с които се пълнят тези отвори с помощта на съответен пълнителен механизъм, се охлаждат от двете страни с натрий, който протича в топлоотделящите елементи и по пръстеновидното пространство между стените на охлаждащия канал и топлоотделящите елементи.

Горещият натрий протича през топлообменника и след това се връща към реактора. Предвиждат се специални приспособления за предотвратяване дифузията на натриевите пари в графита, за откриване на утечки на натрия и за охлаждане на графита.

Цялото устройство на активната зона и обемите, запълнени с натрий, са обкръжени с топлинна изолация и съответна защита, охлаждана с вода, например от плътен бетон или смес от водородосъдържащи или тежки материали. Горната част на тази защита се снабдява с проходни отвори или със затвори, които позволяват да се вкарват и изваждат из охладителните канали топлоотделящите елементи или тръбите. Тези проходни отвори или затвори се затварят с подходящи подвижни пробки, направени от метал и водородосъдържащи материали.

Топлоотделящите елементи, поместени в съответна обшивка, се центрират в охлаждащия канал чрез специални фиксиращи приспособления, които не нарушават потока на топлоносителя.

В конструкциите на двата типа А и В (вж. табл. 1) се предвижда, ако стане нужда, възможност да се заменят тръбите на реактора. Въпреки че заменяването на тръбите е трудна операция, все пак изглежда приемливо, тъй като не се очаква честото им разрушаване.

Тъй като при работа с пълен товар сравнително често ще трябва да се сменят комплектите от топлоотделящи елементи, реакторът е конструиран така, че каналите могат да се пълнят и празнят, без да се спира реакторът. В пристройката към реактора се намира ханилище, където извадените из реактора отработени комплекти топлоотделящи елементи се съхраняват, преди да бъдат отправени за химическа преработка. След като елементите се държат в хранилището в продължение на няколко дни, активността им ще намалее до такава степен, че те могат да бъдат пренесени в оловния контейнер за по-нататъшно превозване. По това време γ -активността спада до такова ниво, че стените на контейнера, дебели 12 дюйма, намаляват интензивността на лъчението до безопасно ниво.

Управляването на операциите по пълнене и празнене на горивото става дистанционно. Разработването на системата за контрол и управление се намира още в стадий на предварителни чертежи. Разработването е изпълнено само колкото да се определят необходимите условия за контрол върху осигуряването на безопасна работа на реактора.

Ядрени характеристики

Общи съображения. Както вече бе отбелязано, изследванията ни се ограничават само в рамките на реакторите с топлинни неутрони. Изследванията показваха, че най-икономични плутониево-енергийни реактори са онези, в които се използва обогатено гориво. Стойността на обогатяването се покрива от намаляване на стойността на плутония; това става главно поради факта, че в резултат на обогатяването се постига по-голяма относителна мощност, увеличава се допустимата продължителност на облъчване на горивото в реактора и се повишава концентрацията на плутония в отработения уран.

В такъв случай би се постигало не само по-голямо годишно производство на плутоний, но също и икономия по отношение стойността на горивото и експлоатационните разходи (в резултат на по-дългия период на облъчване), въпреки че стойността на горивото се увеличава поради обогатяването. Трябва да отбележим, че стойността на плутония би се намалила още, защото при повищена концентрация на плутоний в отработения уран се намаляват разходите по химическата му преработка. Изследванията още не са установили всички изгоди, свързани с обогатяването на горивото. Засега още не е проучено влиянието на стъпката на решетката и на някои други параметри.

Предимства на вътрешното охлаждане на топлоотделящите елементи в сравнение с външното. Главните предимства на вътрешното охлаждане са обусловени от характеристиките на топлопренасянето, които позволяват да се получава голяма топлинна мощност на отделния елемент; освен това има възможност да се получат някои предимства в критичността¹ на реактора.

Методи за обогатяване на горивото. Бяха разгледани два метода за увеличаване съдържанието на U^{235} в топлоотделящите елементи. В първия случай се предвижда равномерно неголямо обогатяване на цялото гориво, използвувано в реактора; във втория случай в някои канали се използва по-високо обогатено гориво или чист U^{235} („клинов“ метод).

ЕНЕРГИЙНА УРЕДБА

Топлообменници и циркулация на натрия. Топлината, генерирана в реактора, служи за получаване на електроенергия в обикновена парна енергийна уредба. За тази цел парата се произвежда в специални топлообменници чрез охлаждане на топлоносителя на реактора.

Разглеждането на тези топлообменници било като части от системата на реактора, било като части от енергийната уредба може да има значение само за разпределение на капиталните и експлоатационните разходи. В уредбата, произвеждаща само плутоний, системата на циркулация на натрия и топлообменниците от изхвърлящия тип² биха били необходими, за да разсейват топлината, която е страничен продукт. Следователно ние трябва да считаме, че поне стойността на еквивалентния брой съоръжения трябва да бъде включена в стойността на реактора, предназначен за производство на плутоний и полезна електроенергия.

Топлообменниците за предаване на отделената в реактора топлина от натрия към водата за образуване на пара трябва да бъдат със специална конструкция, предпазваща натрия от случаен контакт с водата. Поради радиоактивността на натрия конструкцията на тези топлообменници трябва да бъде здрава и достатъчно сигурна, позволяваща продължителното им експлоатиране при слабо непосредствено обслужване или без обслужване.

¹ Критичен обем — обемът, при който започва верижна реакция. — Бел. бълг. ред.

² Топлообменници, при които получаваната топлина не се използва по-нататък. — Бел. бълг. ред.

За да се предотврати контактът на натрия с водата, в резултат на което става интензивна реакция, топлообменникът трябва да бъде с двойни концентрични тръби, за да се създаде „бариерно пространство“ между двете среди. „Бариерното пространство“ (или „пространството на утечките“) трябва да бъде запълнено с живак, за да се създадат добри условия за топлопредаване, и да бъде снабдено със система, която да контролира утечките и да сигнализира за разрушаването на тръбите било от страна на натрия, било от страна на водата. Авария може да произлезе само при едновременно разрушаване на тръбите от двете страни на „бариерата“; обаче това е малко вероятно.

Тъй като изтичанията на натрия, а също и неговата радиоактивност представляват опасност, необходимо е целият натриев контур да бъде съвършено непроницаем. В този случай са напълно неприемливи уплътненията от нормален тип или уплътненията на стеблата (щоковете) на вентилите или на валовете на помпите.

За щастие задоволително уплътняване на стеблата на вентилите може да бъде постигнато, като се използват двойни силфонни уплътнения с индикатори за изтичания в пространството между двета силфона; тези индикатори сигнализират за разрушаването на първия силфон.

За съжаление не съществува такова сигурно уплътняващо устройство за валовете на помпите. В литературата се описват такива начини за уплътняване като херметизация на роторите, употреба на балансиращи валове, уплътняване чрез замразяване и други, но засега още не е сигурно, че тези предполагаеми нововъведения ще се окажат приемливи. Сега помпата от електромагнитния тип е единствената абсолютно херметична помпа; затова може да се предположи, че такива помпи ще бъдат използвани в някоя уредба, чието построяване се предполага в недалечно бъдеще. Макар този тип помпа да е напълно херметична, нейният к. п. д. все пак не е голям, а производителността ѝ е такава, че за реактор с мощност 1000 *мгвт*, който работи в областта на умерените температури на топлоносителя, би имало нужда от 15 такива помпи (освен запасните), за да се осигури необходимият разход.

За да се предпази обслужващият персонал от γ -лучението, необходимо е да се предвиди защита за натриево-водните топлообменници, натриевите помпи и тръбопроводите. За да се увеличи сигурността при експлоатация, желателно е всеки топлообменник да се снабди с отделна помпа и със собствена за-

щита, за да може при излизането му от строя да се изолира само този агрегат, с което намаляването на мощността на реактора е минимално.

Превръщане на топлинната енергия на реактора в електрическа

Тип A (вътрешно охлаждане). В енергийния цикъл на тип А натрият излиза от реактора при температура 650° F и се връща в реактора при температура 300° F. От реактора горещият натрий преминава през топлообменниците, в които се изработва суха насытена пара, която при клапана на турбината има налягане 150 фунт/дюйм² (абсолютно). За един час се образуват 3.10⁶ фунта пара, която се използва в турбината при общ термически к. п. д., равен приблизително на 22%. Електрическата мощност на двата турбогенератора е равна приблизително на 220 000 кват (по 110 000 кват всеки). Необходимата за собствени нужди мощност (за прекарване с помпа на охлаждащата вода, на кондензата и натрия) съставя приблизително 5,5% от общата мощност.

Турбогенераторът с посочената по-горе мощност по експлоатационни параметри е твърде далече от съвременната практика. Това е много голяма машина, имаща четири 18-дюймови отвори за вкарване на пара. Прилага се междуинно прегряване на парата между стъпалата. Регенеративното загряване на захранващата вода не може да бъде осъществено, тъй като е желателно кондензаторът да се върне в топлообменника при колкото се може по-ниска температура; това се прави, за да се реализират предимствата на ниската входна температура на натрия, както и да се получат минималните капитални разходи за 1 кват енергия даже като се намали к. п. д. на цикъла.

Разходът на пара в такава голяма турбина с ниско налягане е такъв, че регулирането на товара чрез дроселиране на парата става практически неизгодно. Тъй като основен критерий за работата на реактора е получаването на плутоний, производството му трябва да се поддържа на постоянно ниво независимо от търсенето на електрическата енергия и от мощността на турбогенераторите. От това следва, че в допълнение към обикновения кондензатор на турбината трябва да бъде предвиден за изхвърляне на парата отделен кондензатор с топлопемност, равна на пълната производителност на реактора. При съответно помощно устройство е възможно да се регулира в

определенни граници на товарването на турбината, като се намалява подаването на пара.

Както изглежда, не ще бъде необходимо да се предвижда защита за парния контур, тъй като появата на приадена (индуктирана) активност на парата е малко вероятна.

Тип В (вътрешно и външно охлаждане). За реактора от тип В бяха предвидени два енергийни цикъла; в единия от тях топлината на натриевия топлоносител се използва по целия обхват на изменението на температурата от влизането в реактора до излизането от него (от 300 до 900°F), а в другия (тип В, посочен в таблица 1) топлината на топлоносителя от температура 500°F и по-долу се отделя непосредствено.

Основните предимства на последния цикъл се състоят в същественото намаляване на общите капитални разходи и в получаването на по-евтина енергия.

В двета енергийни цикъла парата в турбините има следните параметри: налягане — 400 фунт/дюйм² (абсолютно), температура — 746°F, абсолютно налягане в кондензатора — 1,5 дюйма жив. ст. В първия цикъл в продължение на един час се произвеждат приблизително 8,8 млн. фуница пара за турбинния цикъл, имащ общ топлинен к. п. д., равен приблизително на 28%. Общата електрическа мощност на петте турбогенераторни агрегата е приблизително 878 000 кват. Необходимата за собствени нужди мощност в този цикъл включително прекарването на натрия през тръбата с помпа прави приблизително 5% от общата мощност.

Във втория цикъл се произвеждат приблизително 4,8 млн. фуница пара в един час при същия к. п. д. на цикъла, както и в първия случай. Общата електрическа мощност на трите турбогенератора е приблизително 579 000 кват, след като се приспадне мощността за собствени нужди и мощността, която е необходима за прекарване на натрия през тръбите с помпа: нето мощността би била около 554 000 кват. Топлинната енергия на топлоносителя в областта на температурите от 300÷500°F се разводва за производството на пара с налягане 15 фунт/дюйм² (абсолютно), която се кондензира при налягане 20 фунт/дюйм² (абсолютно) в топлообменника, охлаждан с вода.

Следващ преход към производство само на електрическа енергия

Тук изложените изследвания се отнасят за реактора, който произвежда плутоний в продължение на 5 години. За това вре-

ме стойността на енергийната уредба трябва да си покрие разносите, обаче при условие, че няма друг начин тя да се използва впоследствие.

Следователно след 5-годишния срок на експлоатация би възникнала проблемата да се избере начин за продължаване производството само на енергия. Ако се предположи, че ще има достатъчно количество ядрено гориво, би било възможно да се продължи експлоатирането на реактора като източник на топлина за производство на пара, използвана за произвеждане на електроенергия в парната уредба. В случая би отпаднала необходимостта от често сменяване на запаса от гориво и експлоатационните разноски биха били намалени до известна степен; обаче стойността на електроенергията от такъв източник би била също така висока, както и в уредбите, които работят с обикновено гориво, даже ако напълно се покрият разносите по съръженията.

Описаната схема на изследване на реактора има важно предимство от гледна точка на националните интереси. Ако бъде необходимо, такъв постоянно действуващ реактор може независимо да бъде използван отново за производството на плутоний. Наличността на резервна уредба, намираща се в работно състояние, би оправдало експлоатирането на реактора, в резултат на което съществено би се намалила стойността на енергията.

Има два други варианта; обаче и в единия, и в другия се предполага спиране на реактора. В единия се предвижда инсталiranе на съвременен котел с високо налягане и форшафт-турбина¹, в другия — построяване само на котел с високо налягане за подхранване на турбогенератора. В последния вариант се предполага, разбира се, че първоначалната уредба е конструирана за производството на пара с повищено налягане, така че к. п. д. на цикъла след това може да бъде подобрен чрез въвеждане на прегряване, което ще позволи да бъдат конкурирани съвременните енергетични станции, които работят с въглища. Възможно е в този случай да бъде необходимо да се изхвърля известно количество топлина, получавана в реактора, за да се даде възможност да се произвежда пара с високо налягане. В двата описани варианта първоначалната уредба

¹ Специална турбина, която работи при онези налягания и температури на парата, които се получават в реактора, като парата на изхода на форшафт-турбината има параметри, позволяващи тя да се използува вече в стандартната главна турбина. Форшафт-турбината може да бъде и част от главната турбина. — Бел. бълг. ред.

трябва да бъде проектирана така, че преустройството на работата след завършване на периода за производство на плутоний да бъде икономически изгодно.

Бяха представени някои съображения за целесъобразността от построяването на парен котел едновременно със строежа на реактора. Макар че това ще доведе до значително увеличаване на капиталните разходи и ще повиши цената на електроенергията, все пак в случая ще се създаде по-голяма сигурност в производството на електроенергията. Амортизационният период на такава една енергийна уредба според установената практика може да бъде $25 \div 30$ години.

Колко време ще съществува нуждата от плутоний, какво ще бъде направено с реакторите при прекратяване на военната нужда от плутоний, голям ли е термодинамичният к. п. д. на пароенергийния цикъл, каква е възможността за преобразуване на енергийната уредба с цел да се получи по-голям к. п. д., възможно ли е да се използува резервен парен котел — разрешаването на всички тези много важни въпроси ще изиска значително по-подробни изследвания.

Окончателното им разрешаване ще зависи не само от първоначалната конструкция на реактора, но и от разположението на уредбата и от включването ѝ в работата на енергийната система.

ИКОНОМИКА НА ПРОИЗВОДСТВОТО НА ЕНЕРГИЯ

В КОМБИНИРАНАТА УРЕДБА,

ПРОИЗВЕЖДАЩА ПЛУТОНИЙ

В табл. 2 са дадени стойностите на електроенергията за двата разгледани по-горе случая. Размерите на капиталните разходи в тази таблица са взети от предварителните данни, съобщени от компаниите „Вестингхауз Електрик Корпорейшън К“ и „Юниън Електрик К“.

Данните не включват стойността на земята, финансовите разходи, обществени застраховки, федералните данъци върху дохода и печалбите, които трябва да бъдат прибавени, за да се получи окончателната продажна цена на електроенергията.

В реактора, произвеждащ плутоний и енергия, стойността на производството на топлина трябва да се включи в стойността на плутония, тъй като топлината е неизбежна последица от образуването на този материал. Фактическата топлина, съдържаща се в парата (без да се вземат под внимание стойността на съоръженията, на експлоатацията и другите разходи по предаването на топлина), може да се счита за безплатна. Би

Таблица 2
Стойност на електроенергията¹

Видове разходи	Тип А		Тип В		Съвременна уредба, работеща с въглища	
	10 ⁶ долара за 1 година	10 ⁻³ долара за 1 квтч	10 ⁶ долара за 1 година	10 ⁻³ долара за 1 квтч	10 ⁶ долара за 1 година	10 ⁻³ долара за 1 квтч
Капитални разходи, млн. долари	26		61		44	
Полезна мощност, квт	210 000		554 000 ²		260 000	
Стойност, долари за 1 квт	124		110		169	
Амортизация ³	5,20	3,30	12,20	2,94	1,26	0,65
Данъци и застраховки	0,52	0,33	1,22	0,29	0,88	0,45
Стойност на горивото (въглища — 0,23 долара за 10 ⁶ Б. т. е.)	0	0	0	0	4,63	2,37
Стойност на експлоатацията	0,79	0,5	2,1	0,5	0,98	0,5
Общо	6,51	4,13	15,54	3,73	7,75	3,97

¹ Предполага се, че продажбата на плутоний покрива всички разходи за гориво, време на експлоатация от 7500 часа за 1 година, данъци и застраховки от 2 %, амортизация от 20 %.

² Топлината се изхвърля при температура 500°F и по-ниско.

³ Амортизацията съставя 20 % за видовете А и В, 2,86 % — за уредбата, работеща с въглища.

могло да се очаква, че електроенергията, получена от безплатния източник на топлина, би била още по-евтина, отколкото получената от обикновени източници и тази разлика би могла да бъде използвана за снижаване стойността на плутония. Обаче от табл. 2 следва, че стойността на електроенергията, получена от реактора, е много близка до стойността на електроенергията, получена от съвременните уредби, които работят с въглища. Излиза, че използването на топлината за получаване на пара, годна за използване в турбогенератора, струва по-скъпо, отколкото да се изхвърля топлината в реката. Краткият амортизиационен 5-годишен период, избран за реактора и за енергийните уредби, съществено увеличава амортизиционните разходи дотолкова, че заедно с увеличаването на другите разходи икономията на гориво почти се свежда до нула.

Избирането на 5-годишия амортизиационен период е до известна степен произволно, обаче то се основава на предположението, че след пет години експлоатация на енергетичната уредба ще изчезне нуждата от плутоний за военни цели. Освен това за отбранителните уредби се издават „свидетелства за

необходимост", а реакторът, произвеждащ плутоний, несъмнено попада в тази категория. Ако плутоният бъде необходим за военни цели в течение на един период, по-голям от пет години, явно е, че електроенергията може да се продава на по-евтина цена, а печалбата от продажбата по цени, които конкурират стойността на електроенергията, произвеждана от обикновените станции, може да бъде използвана, за да се намали малко стойността на плутония.

ДРУГИ ПРОУЧЕНИ ВЪПРОСИ

Съображения за безопасност. Реакторите се експлоатират сравнително кратко време. Още не са построени и, разбира се, не се експлоатират графитни реактори с натриево охлаждане. Затова ние не разполагаме с данни, които биха позволили да установим действителната опасност, която представлява за персонала или населението енергийната уредба, произвеждаща плутоний. При сега действуващите реактори се вземат всички предпазни мерки да се направят тези уредби безопасни за работа; получените досега данни са отлични. До днес не е имало нито една сериозна авария на работещите реактори.

Бяха направени проучвания за последствията от предполагаеми аварии на реакторите. Вероятността за такива аварии е още предмет на предположения, проучване и експериментална работа. Най-големите реактори, които се намират сега в работа, са предназначени за производството на военен материал — плутоний. Освен тях има няколко реактора с по-малки размери, предназначени за експериментални цели. Електрическите централи имат дълга история на сигурно експлоатиране и не представяват съществена опасност за населението. Ядрените уредби, предназначени само за получаването на електрическа енергия, също трябва да бъдат сравнително безопасни.

Според правилата, разработени от Комитета за техника на безопасността при реактори от Хенфордския тип, които бяха проучени от група фирми, за безопасна зона би бил необходим такъв голям участък земя, че е съмнително дали някоя частна фирма би могла да го придобие. Ако произвеждащият плутоний реактор би бил разположен в такова място, където необходимият за безопасната зона участък земя не би струвал извънредно скъпо, то допълнителните разходи по предаването на електроенергията биха повишили нейната стойност. Оттук е ясно, че проблемата за безопасността ще трябва още старательно да се проучва; освен това трябва да се разработят такива конструк-

ции на реактори, за които ще е нужна много по-малка безопасна зона, отколкото онази, която е предвидена от Комитета за техника на безопасността за реакторите от Хенфордския тип.

НЕРЕШЕНИ ПРОБЛЕМИ

Както бе посочено по-горе, целесъобразно е да се строи реактор от Хенфордския тип, обаче с натриево охлаждане; такъв избор е основан върху голям брой получени практически и научни данни; обаче въпреки това трябва да се направят цяла редица конструктивни изменения, които изискват изследване и проучване. Някои от тези конструктивни изменения бяха описани до-горе в тази статия, а някои имат чисто механичен, химически и металургичен характер независимо от наличността на лъчение. Другите проблеми засягат лъчението и могат да бъдат изследвани само в условия, сравними с тези, които съществуват в реактора от разглеждания тип.

Всеки съществен възел (и комплект от свързани възли) трябва да бъде изпитан, преди да се започне строежът на един мощен реактор. Такива изпитвания, особено при наличността на лъчение, могат да бъдат направени върху модел или опитна уредба, където става верижна реакция. Възможно е това да е най-рентабилният и бърз начин за получаване на необходимите данни. Опитната уредба позволява да се изпита агрегатът в сглобен вид, да се проучат условията на неговото експлоатиране, да се проверят проектираните изменения и да се обучи техническият персонал. Тези обикновени функции на опитната уредба са винаги желателни и те могат да се окажат ценни при проектирането на такъв род уредби.

Желателно е да се разделят проблемите, подлежащи на проучване, на категории, които биха определили реда на тяхното разрешаване, но това не винаги е възможно. Проектирането на графитен реактор с натриев топлоносител се намира в такъв стадий, че даденото по-долу подреждане по точки на проблемите изглежда най-добро само от съвременна гледна точка. Списъкът на неразрешените проблеми е възможно да се окаже далеч не така пълен.

Първостепенни проблеми. Към тях спадат проблемите, чието разрешение ще позволи да се осъществят такива условия, че реакторът да може да работи продължително време. Без това е въобще неразумно да се започва проектирането на реактор. Тук спада много същественият въпрос за взаимодействието между натрия (течен или газообразен) и графита при

онези температури, интензивност на лъчение, налягане и други условия, които ще съществуват в предполагаемия реактор. Получените понастоящем данни са противоречиви.

Някои въпроси се отнасят за температурата на графита. Досега не са известни допустимите температури за графита и понастоящем по този въпрос се правят аналитични и математически изследвания. Възможно е тънките тръби на охладителните канали да се овъглеродят и да станат трошливи. Появата на пукнатини в тръбите би създало редица сериозни затруднения от механичен характер, а също би станало причина да попаднат големи количества натрий в графита. Ако не се предвиди охлаждане на управляващите пръти, те също биха могли да се подложат на овъглеродяване. Освен това трябва да се изследват въпросите за разширяване на графита при увеличаване на температурата.

Проблеми, които трябва да бъдат разрешени преди завършване на проектирането. Трябва да се изясни възможността за изработване на комплекти топлоотделящи елементи, както и своевременно да се разработи методиката за тяхното изпитване и проверка. Сериозна проблема, изискваща разрешаване преди съставянето на окончателния проект, е корозията и ерозията на обвивките на топлоотделящите елементи под действието на натрия, както и при условията, съществуващи в реактора.

Доста важен е и въпросът за въздействието на лъчението върху материалите, детайлите и механизмите, използвани в даден тип реактор.

Преди окончателното приемане на проекта трябва да бъдат изпитани в реални експлоатационни условия (при работна температура и в присъствие на натрий, намиращ се или в парообразно, или в течно състояние) механизмите за прехвърляне на горивото и за сменяне на тръбите на реактора. Това може да се направи с модел или опитна уредба. Възможно е да стане нужда също да се провери техниката на прехвърляне на горивото и да се изследва влиянието, което оказва процесът на пълнене и празнене на реактора през време на работата му върху неговото управление; това също може да бъде направено с опитната уредба. Преди съставянето на окончателния проект на реактора трябва да се изследва също въздействието на натрия върху материалите на конструкциите, на обвивките на урана и върху продължителността на срока на използване на обвивките в работни условия.

Проблеми, които трябва да бъдат разрешени, преди да завърши строежът и да започне експлоатацията на реактора. Към тези категории проблеми спадат: освобождаване от радиоактивност и ремонт или сменяне детайлите на реактора и на системите на топлообмена, включително обслужването на топлообменниците, разработване на съответните помпи за натрий и конструиране на контейнерите за напълването им с топло-отделящи елементи, преди да бъдат изпратени в завода за химическа преработка. Общите проблеми, свързани с анализа за съдържание на кислород, отстраняването му и отстраняването на другите примеси из натрия вече се проучват в няколко лаборатории на Комисията по атомна енергия. Тези проблеми могат да бъдат изследвани и по-нататък през време на работа на опитната уредба в условията, характерни за реактор с дадена конструкция. По този начин може да бъде проучена проблемата, свързана с контролирането и пречистването на циркулиращия хелий.

В дадения момент сложните зависимости на параметрите на реактора от времето и температурата още не са проучени достатъчно, за да може да си съставим представа за възможните им критически стойности. Ето защо за изследване на тези въпроси трябва да бъде конструиран и построен опитен модел на реактор.

Към другата група въпроси, които могат да бъдат изяснени с опитната уредба, спадат изследванията относно границите на топлинната мощност за всеки канал, който се пълни с гориво и отговаря на коефициента на безопасността. Тези въпроси са свързани с такива изменения като извиване и изкривяване на блокчетата на топлоотделящите елементи, колебания в мощността и замърсяване на повърхностите, които предават топлината.

ПРОУЧВАНЕ НА ПРОМИШЛЕНИЯ РЕАКТОР¹

В съгласие с Комисията по атомна енергия представителите на „Пасифик Хидро Електрик Пауър Стейшън енд Електрик К°“ и „Бечтъл корпорейшън“ инспектираха и проучиха дейността на Комисията в областта на усъвършенствуване на реакторите, обръщайки особено внимание на онези типове реактори, които се разработват усилено от лабораториите на Комисията и от свързаните с нея организации. Целта на това инспектиране и проучване беше да се оценят техническите и икономическите възможности за строеж и експлоатация на реакторите, произвеждащи енергия и плутоний, разглеждайки ги като част от някаква съществуваща комунална енергийна система.

Даденият раздел е основан върху доклада, който беше представен от тези две компании на Комисията по атомна енергия за разглеждане. В него се излага анализът на техническите и икономическите данни, които се отнасят за реакторите.

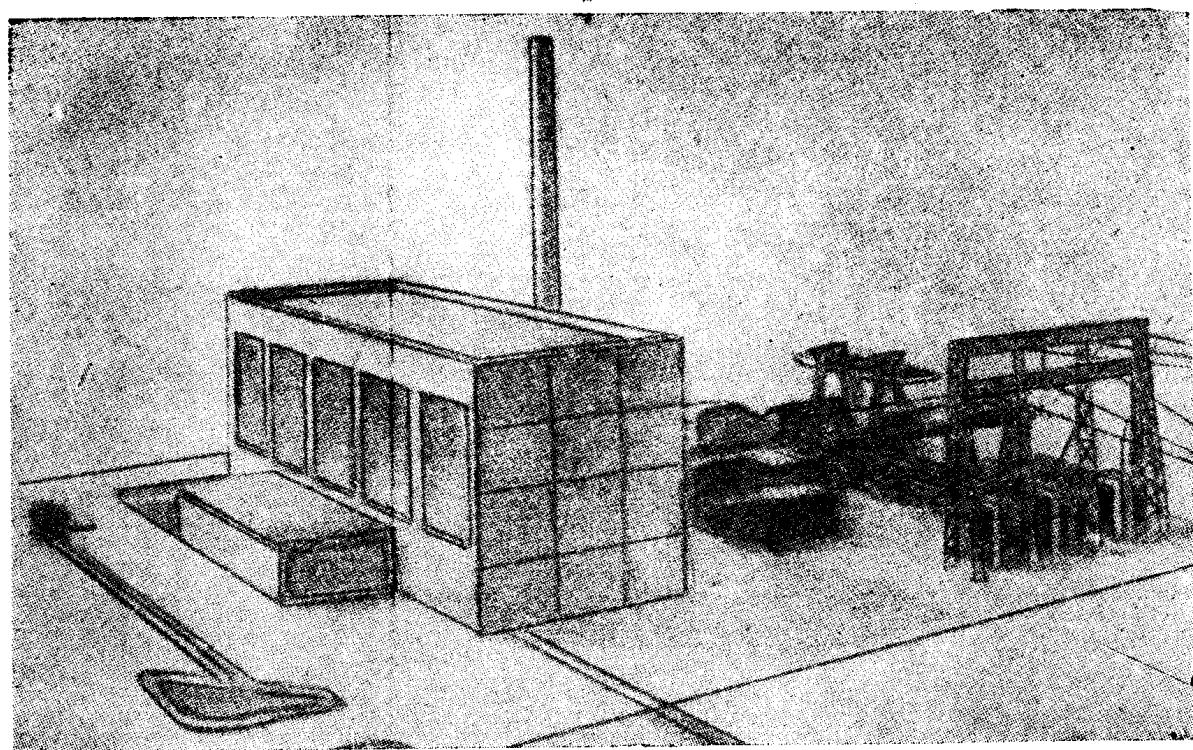
ОБЩИ СЪОБРАЖЕНИЯ

Голямата и бързо увеличаваща се нужда от енергия (в системата „Пасифик Хидро Електрик Пауър Стейшън енд Електрик К°“) и намаляващото количество на водна електрическа енергия, която може да се използува, увеличават интереса към перспективите на ядрената енергетика. На фиг. 1 е изображен общият вид на уредбата за получаване на атомна енергия.

Атомните енергийни уредби, които се характеризират с високи капитални разходи и ниска стойност на горивото, биха били икономически оправдани на първо място там, където те могат да се използват ефикасно и да дават максимален доход от производството на енергия. Атомните енергийни централи могат да бъдат обединени в голяма енергийна система, сходна със системата „Пасифик Хидро Електрик Пауър Стейшън енд Електрик К°“, която има голямо и бързо увеличаващо се търсене на енергия, от която приблизително една трета е базисен товар.

¹ Доклад на „Пасифик Хидро Електрик Пауър Стейшън енд Електрик К°“.

92



Фиг. 1 Общ вид на атомна електрическа централа

Общите изисквания, свързани с разположението на парните уредби, а именно снабдяването с циркулационна вода, прясна вода и близостта до консумативните центрове могат да бъдат задоволени, ако тези уредби бъдат настанени в Калифорния. При използване на атомно-енергийни централи с ниско налягане, които имат по-голяма потребност от циркулационна вода, отколкото обикновените парни уредби, те би трябвало да бъдат настанени близо до съответния източник за снабдяване с обикновена вода.

Сега е крайно необходимо да се преразгледат с оглед условията за безопасност и да се намалят ограниченията на Комитета по безопасността, заключаващи се в това, че реакторите трябва да се експлоатират само в отдалечени промишлени райони. Първо тези изисквания бяха установени, за да се намали опасността за населението; през ранния стадий на експлоатация на реакторите такива строги изисквания бяха необходими поради недостатъчните знания и опит. Сега, когато е натрупан достатъчен опит, изглежда възможно да се намалят тези изисквания.

От доклада на Манхатънския инженерски окръг и на Комисията по атомна енергия, посветен на работния опит на значителен брой реактори за повече от десет години, следва, че експлоатацията на реакторите е безопасна. Нещо повече—предполагемото използване на реакторите в летателни апарати и кораби потвърждава възможността за сигурното и безопасното им експлоатиране.

Опитът от работата показва, че сигурността на уредбата и безопасността за обслужваща персонал могат да се считат за установени, като все пак обаче трябва предварително да се предвидят размерите на опасността за населението при възможна катастрофа с реактора. Под катастрофа се разбира нарушащане на системата на охлаждане или прекалено увеличаване на мощността на реактора, в резултат на което може да се отделят от разтапящия се реактор радиоактивни и отровни газове. Наистина самъ по себе си отделянето на тези газове не е необходимо да има взривен характер, защото може да се очаква, че те ще бъдат задържани най-напред от зоната на защитата и после от достатъчно херметичната сграда.

Съществуващите ограничения относно размерите на земния участък, необходим за реактора, са основани обаче върху предположението, че всички радиоактивни газове ще бъдат изпусканни във вид на облак в атмосферата. Вземайки под внимание натрупания опит по експлоатирането на реакторите, както и по-

съвършената технология, трябва да отбележим, че безопасността на населението зависи главно от конструкцията на реактора и на сградата, в която той се намира, но съвсем не от мястото, където той е разположен. Програмата за подготвяне на населението с цел да се разясни общото устройство на реакторите и мероприятията по осигуряване на безопасността трябва да се разглежда като необходима част от програмата за разширяване на промишленото използване на реакторите.

ИЗБИРАНЕ ТИПА НА РЕАКТОРА

За подробно проучване при избиране типа на реактора фирмите съсредоточиха вниманието си върху разглеждането на онези варианти на конструкции на реактори, които бяха могли да се считат практически осъществими от лабораториите и свързаните с Комисията по атомна енергия организации. Въобще извършената от лабораториите и фирмите работа беше приета за основа, при което бяха внесени поправки, които вземат под внимание икономическите и техническите възможности за използване на реактора за получаване на енергия и за производство на делящ се материал в такава уредба, която би била част от голяма енергийна система.

При разглеждане на различните реактори, предназначени за производство на енергия и делящ се материал, целесъобразно е да се прецени всеки от разгледаните типове реактори от гледна точка на изискванията, предявявани към ядрената уредба, която произвежда само енергия. Затова при проучването на въпроса беше взет под внимание евентуалният принос на реактора с двойно предназначение в развитието на бъдещите енергийни реактори.

Има голям брой реактори, които се намират в стадий на проектиране, строеж или експлоатация и са предназначени за различни цели: за производство на делящ се материал, за подвижни енергийни уредби и за изследователски цели. Експлоатацията на тези реактори допринася за натрупване на опит и разработване на технологията, което помага да се прецени възможността за различни реактори с двойно предназначение. Работата с Хенфордските реактори допринася за придобиването на опит при експлоатиране на големи реактори с графитен забивител. Конструирането и разработването на реакторите „Савана-Ривър“ — единият за самолетоносач (CVR), а другият с топлинни неутрони — за подводница (STR), създадоха важни предпоставки за създаване на реактор с двойно предназначение,

работещ с топлинни неutronи с воден топлоносител. Конструирането на реактори с течен метален топлоносител, към които спадат реакторите за подводница (SIR) и експерименталният тип реактор „бридер“ (EBR), а също и опитът от използването на течни метали за охлаждане и работите в областта на междинните и бързите неutronи позволиха да се натрупа ценен материал, който улеснява създаването на реактор с двойно предназначение с бързи неutronи (тип „бридер“). Опитът от експлоатирането на хомогенния експериментален реактор HRE ще помогне да се разработи технологията на реакторите с течно гориво.

За обект на проучване бе избран реактор с мощност (топлинна) 500 *мгвт*. Съответната му полезна електрическа мощност съставя 100÷150 *мгвт*, което отговаря приблизително на максимално възможния размер на турбинните агрегати с ниско налягане. При такава мощност може да се произведе значително количество плутоний и енергия; същевременно такъв реактор може да бъде междинен вариант между опитната уредба с малки размери и голямата уредба, която икономически е по-целесъобразна. Въпросът за размерите на първия реактор с двойно предназначение, който може да бъде построен, трябва да бъде подложен на по-нататъшно разглеждане.

Бе определена предварително стойността на трите различни типа реактори, които изглеждат най-целесъобразни за производството на икономически изгодна енергия и плутоний. Към тях спадат: 1) реакторът с бързи неutronи („бридер“), предложен от Нолската атомноенергетична лаборатория (KAPL), 2) водният хомогенен реактор, предложен от Окриджската национална лаборатория, и 3) хетерогеният реактор със забавител и топлоносител от тежка вода, предложени от Аргонската национална лаборатория.

Предварителното проучване показва, че като се вземат предвид приходите от производството на енергия, стойността на плутония и в трите случая може да конкурира днешната стойност на плутония, изработван от производствените реактори. Приетите при това предварително проучване стойности бяха взети по разценките, подгответи от гореспоменатата лаборатория. Тъй като разликата в стойността, както изглежда, се намира в границите на допустима грешка при изчисленията, беше направен изводът, че стойността на плутония, произвеждан във всички посочени типове реактори, е приблизително еднаква. Затова изборът на реактор за по-подробно проучване беше направен, като се изхождаше от технологически съображения.

Усъвършенстванията, които трябва да бъдат направени в хомогенния реактор, в дадения момент са толкова неопределени, че както изглежда, не е целесъобразно да се разглежда конструкцията на такъв реактор за подробен анализ на стойността; освен това не съществува голяма увереност, че такъв реактор е съществим. Беше решено сега да не се правят по-нататъшни опити да се използува този реактор в проектираните енергийни уредби.

Става очевидно, че повечето технически съществими по-настоящем реактори с двойно предназначение нямат такива особености, които на пръв поглед би трябвало да бъдат присъщи на бъдещия енергиен реактор. Ето защо за подробно изследване бяха избрани два реактора, един от които може да бъде съществен технологически незабавно, а другият се нуждае още от разрешаването на голям брой конструктивни проблеми; обаче последният е по-обещаващият реактор на бъдещето.

Реакторът с топлоносител от обикновена вода и забавител от тежка вода беше избран затова, защото може да бъде конструиран и построен по-бързо, отколкото другите типове реактори, и стойността му може да бъде определена с голяма точност. Обаче използването на този реактор се ограничава от ниското налягане на произвежданата пара и свързания с това нисък топлинен к. п. д. Изхождайки от това, трябва да приемем, че реакторът с воден топлоносител няма да стане, както изглежда, основен тип на енергиен реактор и впоследствие ще бъде заменен с други.

Беше избран и реакторът с бързи неutronи с течен метален топлоносител, тъй като притежава способността да възпроизвежда нов делеш се материал и да работи при висока температура. И двете качества са особено желателни при ядрената енергетика.

Реактор с естествен уран с водно охлаждане

Предварителният проект за реактор с естествен уран и водно охлаждане беше разработен доста подробно, поради което той може да служи като основа за описание на практически целесъобразно обединен реактор с турбогенератор в една уредба, както и за възможно оценяване стойността на реактора и организиране на подробно техническо проектиране. Въз основа на проекта може да се съди също и за това, по какъв начин трябва да се развиват подробните изследвания, които е необходимо да се направят преди построяването на такава уредба.

Основните данни и работните условия за активната зона на реактора са дадени в табл. 1.

Таблица 1
Проектни и експлоатационни данни за реакторите с двойно предназначение

Данни	Реактор с топлинни неутрони с водно охлаждане	Реактор с бързи неутрони с натриево охлаждане
Мощност:		
топлинна мощност, мвт	500	500
електрическа мощност брутно, мвт	106,2	154,6
електрическа мощност нето, мвт	100,6	145,3
коффициент на използване	0,75	0,80
производство на енергия, 10^6квтч/год	659	1018
Материали:		
гориво	естествен уран, 60 т	U^{235} U^{238}
изходен материал за възпроизвъдство	диаметър 38	диаметър 38
размер на активната зона	дюйма, височина 38	дюйма, височина 38
забавител	тежка вода	дюйма
отражател	обикновена вода	нияма
защита	бетон	Pb
първичен топлоносител	обикновена вода	бетон
Топлоносител:		
температура на първичния топлоносител при влизане, $^{\circ}\text{F}$	384	600
при излизане, $^{\circ}\text{F}$	500	900
налягане на първичния топлоносител (манометрично), фунт/дюйм ²	1000	
температура на забавителя	120	
при влизане, $^{\circ}\text{F}$	180	
при излизане, $^{\circ}\text{F}$		
температура на вторич. топлоносител при влизане, $^{\circ}\text{F}$	—	550
при излизане, $^{\circ}\text{F}$	—	850
Параметри на парата		
налягане (манометрично), фунт/дюйм ²	160	485
температура, $^{\circ}\text{F}$	378	750
Температурен коффициент на резективността	отрицателен	—
Метод на управление	пластиини и темпер. коффициент	възпроизвеждащ слой

Реакторът се състои главно от алюминиев казан, който служи като контейнер за тежката вода, представляваща забавител; между тръбните решетки се разполагат голям брой алюминиеви тръби. Горивото се разполага концентрично в минаващите през активната зона на казана алюминиеви тръби, намиращи се под налягане, по които противично обикновена вода, която също се намира под налягане и представлява първичен топлоносител.

От вътрешния пръстеновиден колектор водата постъпва в тръбата и минава през централната част на активната зона, после през преливните тръби в горната част на реактора и се насочва надолу през външните тръби към външния пръстеновиден колектор. Скоростта на водата, равна приблизително на 15 фут/сек, осигурява съответното отделяне на топлина.

Употребата на двуходовата система, която е предмет на понататъшно проучване, се оправдава от обстоятелството, че тя позволява да се осигури постъпването на най-студена обикновена вода към най-активните тръби и увеличава допустимото пространство между топлоотделящите елементи;eto защо, тъй като входният и изходният колектор се разполагат под реакторния казан, проблемите що пълненето и празненето на реактора стават по-малко сложни.

Страницният отражател се състои от дебел пръстеновиден слой деминерализирана обикновена вода около активната зона на казана, а горен и долн отражател е тежката вода, която се намира над и под активната зона на казана. Обикновената вода се намира в няколко казана, който имат формата на сегмент от кълбо. Пространството между казаните е заето от контролните пластини. Тази вода циркулира през топлообменниците, разположени в спомагателното помещение в границите на вторичната защита.

Циркулирането на първичния топлоносител между реактора и парогенераторите става с помощта на високопроизводителни циркуационни помпи. Утечката от тези помпи е по-малко сериозна проблема, отколкото утечката при корабните уредби. Използват се обикновени центробежни помпи с инжекционни уплътнителни кутии, за да бъде предотвратена утечката на радиоактивна вода. Вентилите са снабдени с подобни инжекционни уплътнителни кутии.

Тръбопроводите се правят чрез заваряване от неръждаема стомана марка 18-8. При все че от гледище на корозийните свойства може да се използват тръбопроводи, изработени от нико легирана стомана, това би довело все пак до голямо отделяне на метални иони, които при минаване през реактора ста-

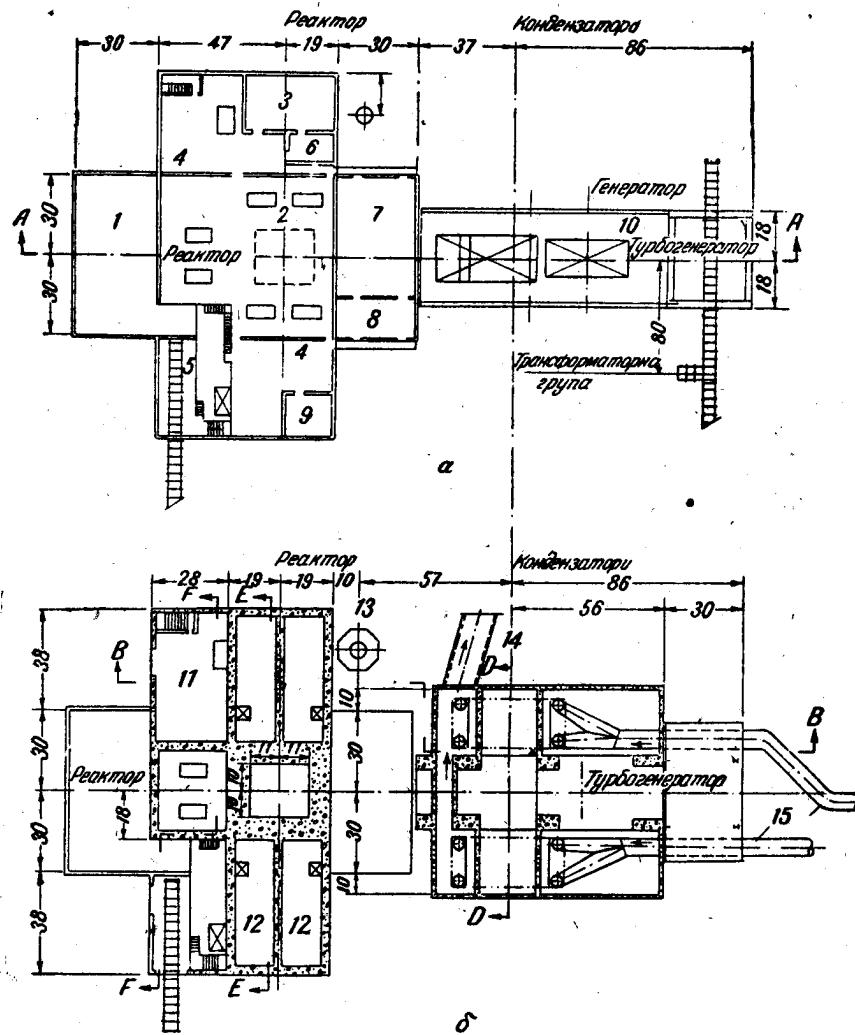
ват радиоактивни. За да се избегне утечката на тези йони, такава една система трябва да бъде напълно херметична, което обаче ще изисква по-големи разходи, отколкото изготвянето на тръбопроводи от неръждяща стомана марка 18-8.

Парогенераторът е разделен на четири секции, всяка от които е поместена в отделен защитен куб, граничещ с реактора. Всяка секция има отделен барабан за отделяне на увличаната от парата влага. Барабанът и външният кожух на топлообменника са направени от въглеродна стомана и изчислени за работно налягане 250 фунт/дюйм² (манометрично). Тръбичките на топлообменника обаче трябва да бъдат изработени само от неръждяща стомана и изчислени за температура 600°F и налягане 1100 фунт/дюйм² (манометрично).

Спомагателните съоръжения на системата на първичния топлоносител се състоят от устройства, които създават налягане в контура, от дегазатор, аварийна помпа за топлоносителя, помпа за подаване на вода в уплътнителните кутии, преливен казан и помпа за подхранване.

Охладителната система на забавителя е предназначена за отвеждане на 7,5% от общата топлина, която се отделя в реактора (което прави 37,5 мегт) и за охлаждане на тежката вода от 180 до 120°F. Поради високата стойност на тежката вода помпите за нея трябва да бъдат проектирани така, че да няма утечка. За изработване на тръбите на забавителя се използва алюминий. Следователно свързаните с контура на забавителя съоръжения включват в себе си агрегат за рекомбиниране и възстановяване на газа, съответни устройства за обработка на тежката вода (за поддържане на необходимата чистота), дегазатор и уравнителен казан. Днес се смята, че общото количество тежка вода, необходимо за реактора, се оценява на 80 000 фунта. За да се конструират различните части на уредбата за пълнене с тежка вода, отговарящи на най-икономичното разпределение на капиталните и експлоатационните разходи, необходимо е да се направи по-подробно икономическо изследване.

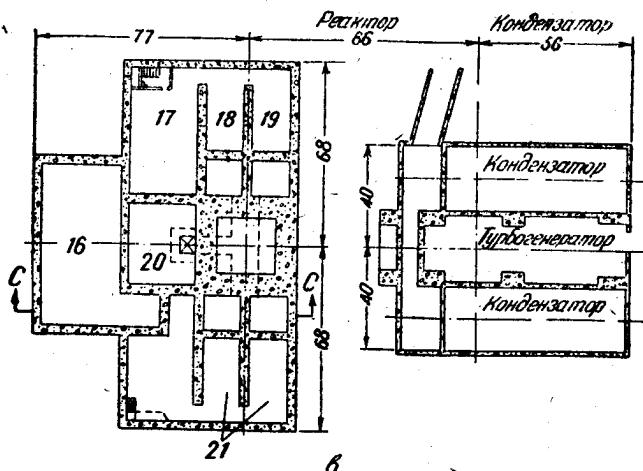
Зашитата срещу топлинни неутрони се състои от стомана, дебела 6 дюйма, охлаждана с въздух, и от материал, съдържащ бор и обкръжаващ отражателя. Основната защита, обкръжаваща реактора, е изработена от обикновен бетон, дебел 8 фута. Проникването на лъченията през бетона е сведено до минимум. Бе доказано, че използването на бетон с висока плътност енергетично енергетично нерентабилно.



Фиг. 2. Хоризонтални разрези на сградата за реактор с топлинни неутронни с водно охлаждане (всички размери на фигурата са дадени във футове): -
а — разрез по етажа, в който се намира залата за управление; б — разрез по нивото на земята; в) разрез под нивото на земята

1 — защитни люкове, водещи към спомагателните съоръжения; 2 — защитни люкове, водещи към помпите и вентилите; 3 — склад за дозиметричните и ремонтните съоръжения; 4 — преградка; 5 — помещение за пълнене; 6 — лаборатории; 7 — помещение за управление; 8 — помещение за обслужващия персонал; 9 — хранилище за пресните топлоотделящи елементи; 10 — релси на порталния кран; 11 — ремонтна работилница за електрическите съоръжения; 12 — парогенератори; 13 — тръба; 14 — тръба с вътрешен диаметър 10 фута; 15 — стоманена тръба с вътрешен диаметър 6 фута;

Вторичната защита, която обкръжава парогенераторите, устройството, което създава налягането в контура, хладилниците за забавителя и другите спомагателни съоръжения са изработени от обикновен бетон, дебел 3 фута, и са разположени така, че един от четирите парогенератора може да бъде отво-

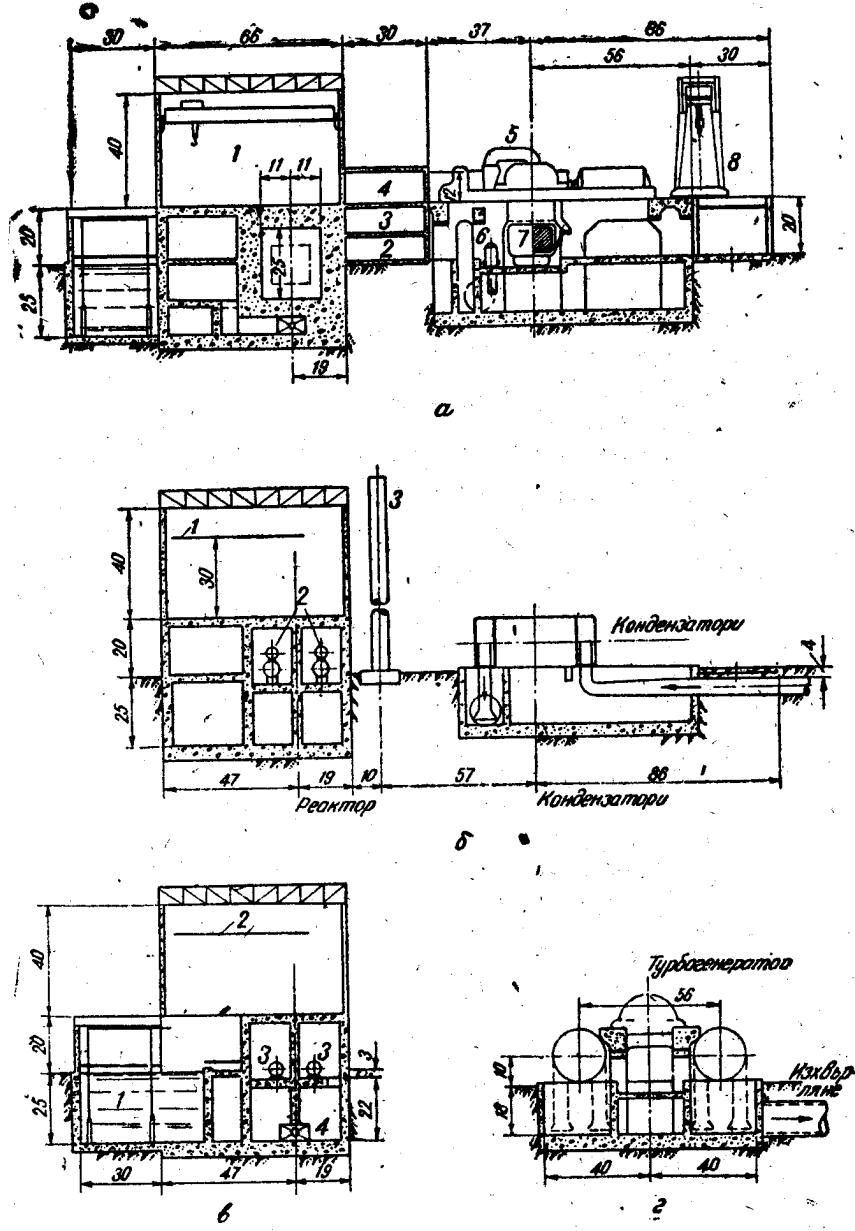


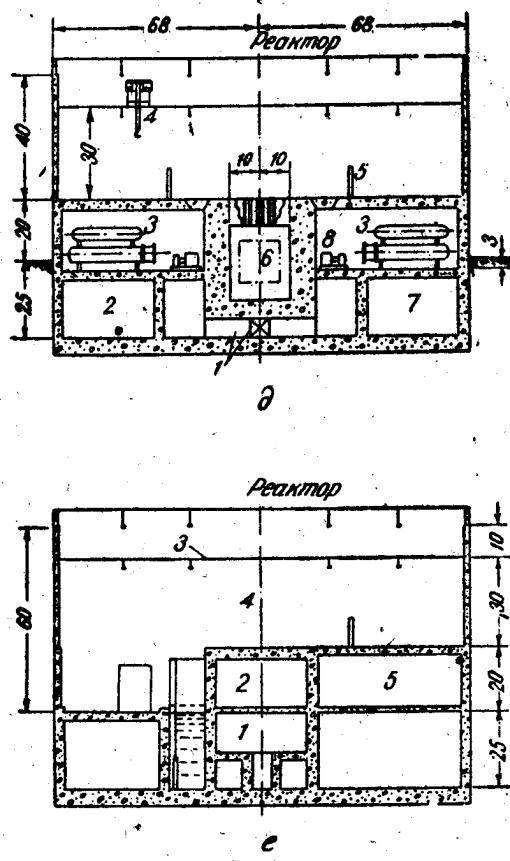
Към фиг. 2. 16—хранилище за облъчените теплоотделящи елементи ;
17 — помещение за обработка на водата, за пазене на подхранващата вода и за помпите ; 18—въздушни канали и разни съоръжения ;
19—система за климатизиране на въздух и смукатели вентилатори ;
20 — съоръжения за охлаждане на забавителя ; 21 — хранилище за замърсената вода

рен за ремонт и преглед, като при това не е нужно да се спира реакторът. Останалите спомагателни съоръжения се намират в отделно помещение.

Управляването на реактора става с пластини, разположени на определени интервали по периферията на казана на активната зона. Поставените в алюминиеви калъфи пластини се поставят между тръбите в положенията „пускане“ или „спиране на реактора“. Те се изваждат от калъфите с помощта на сервомотор, който се привежда в движение от системата за управление на реактора. При аварийно спиране на реактора пластините се освобождават от задвижващия мотор посредством електромеханическо приспособление и падат в пространството в калъфа.

Конструкцията на разглеждания реактор е такава, че не се предвиждат извънредни трудности в проектирането на аварий-





Фиг. 3. Вертикални разрези на сградата за реактор с топлинни неутрони с водно охлаждане (всички размери на фигурата са дадени във футове):

а — разрез по А—А : 1 — главна зала ; 2 — тръбопроводи и административни помещения ; 3 — тръбопроводи ; 4 — стая за управление ; 5 — турбогенератор ; 6 — помпи, за кондензатора ; 7 — изсмукващ канал ; 8 — портален кран
 б — разрез по В—В : 1 — релса на крана ; 2 — парогенератор ; 3 — тръба

в — разрез по С—С : 1 — хранилище за обяднените топлоотделящи елементи ; 2 — релси на крана ; 3 — помпи на топломоментеля ; 4 — тунел за тръбите

г — разрез по D—D

д — разрез по Е—Е : 1 — тунел за тръбите ; 2 — хранилище за замърсената вода ; 3 — парогенератор ; 4 — кран с товароподемност 70 т ; 5 — преградка ; 6 — реактор ; 7 — система за климатизиране на въздуха и смукателни вентилатори ; 8 — помпа

е — разрез по F—F : 1 — съоръжения за охлаждане на забавителя ; 2 — устройство за създаване на налягане и дегазатор за обикновената вода ; 3 — релси на крана ; 4 — главна зала ; 5 — материали за ремонт на електрическите съоръжения

ната защита и на системата на управление. Избирането на механизмите и определянето на предавателните им функции съвместно с неустановените процеси в реактора са основните проблеми, които изискват разрешение. Автоматичното регулиране се счита за целесъобразно само в обхвата на натоварванията, които превишават 3% от пълното натоварване на реактора.

Реакторът се помещава в сградата заедно с парогенераторите и с различните спомагателни съоръжения (фиг. 2 и 3). Помещението за управляване на реактора и на системата на турбините е разположено в крилото на тази сграда. Предвидено е хранилище за пресни комплекти гориво. Облъчените комплекти се пазят в продължение на необходимия период време в отделен казан, който се обслужва от монорелсова система. В сградите има също и помещение за контролни лаборатории и ремонтни цехове. Броят на помещенията за обслужващия персонал и на канцеларията е сведен до минимум.

За административните и техническите служби, а също и за охраната на канцеларията е предвидена административна сграда, разположена близо до входа за територията на уредбата. Това разположение е необходимо, за да се сведе до минимум броят на спомагателните помещения в сградата на реактора.

Произведената от парогенераторите пара се използва в двупоточната тандем-компаундтурбина, която има максимална мощност 125 000 квт и 1800 об/мин. Електроенергията за собствени нужди се подава от шини с напрежение 2300 в, които се захранват или от генератора, или от електропроводната линия. Аварийното захранване се осигурява от акумулаторна батерия с напрежение 125 в и генератор на постоянен ток с двигател. При съмнения в електрическата мрежа всички важни прибори, аварийната помпа за охлаждане на реактора и аварийното осветление се превключват автоматически към аварийното захранване.

Тъй като допустимото време за облъчване на урана се ограничава от техническите условия за производство на делящ се материал, необходимо е да се отстранява горивото от реактора по-често, отколкото би се изисквало при уредба, която е само енергийна. Поради това горивото на реактора се сменя изцяло няколко пъти през годината.

Броят на обслужващия персонал за първия реактор с двойно предназначение ще бъде голям; в табл. 2 са дадени данните относно необходимия брой на обслужващия персонал за всички смени.

Целият персонал, зает в експлоатацията на уредбата, включващ шестима оператори, работещи на смени, се състои от вратаря, работниците на пералнята и от другия персонал, който работи през деня. Персоналът на службата по дозиметрия се състои от ръководител, помощник на смяната и техници за уредите. Техническите служби имат инженер и физик, работещи на смени, освен това химик, младши инженери-изчислители и канцеларски персонал, които работят през деня. Охраната се състои от четири часовий в смяна с четири допълнителни часовий в течение на деня. Администрацията ръководи управлението на цялата уредба и се състои от директор, неговия помощник и канцеларския персонал. При прецениване на необходимия брой на персонала се смяташе, че за всяка сменна длъжност са необходими четири и половина души. Заетият в ремонта персонал тук не се взема предвид. Бе прието, че топлоотделящите елементи ще се изработват и преработват химически в централизираните предприятия.

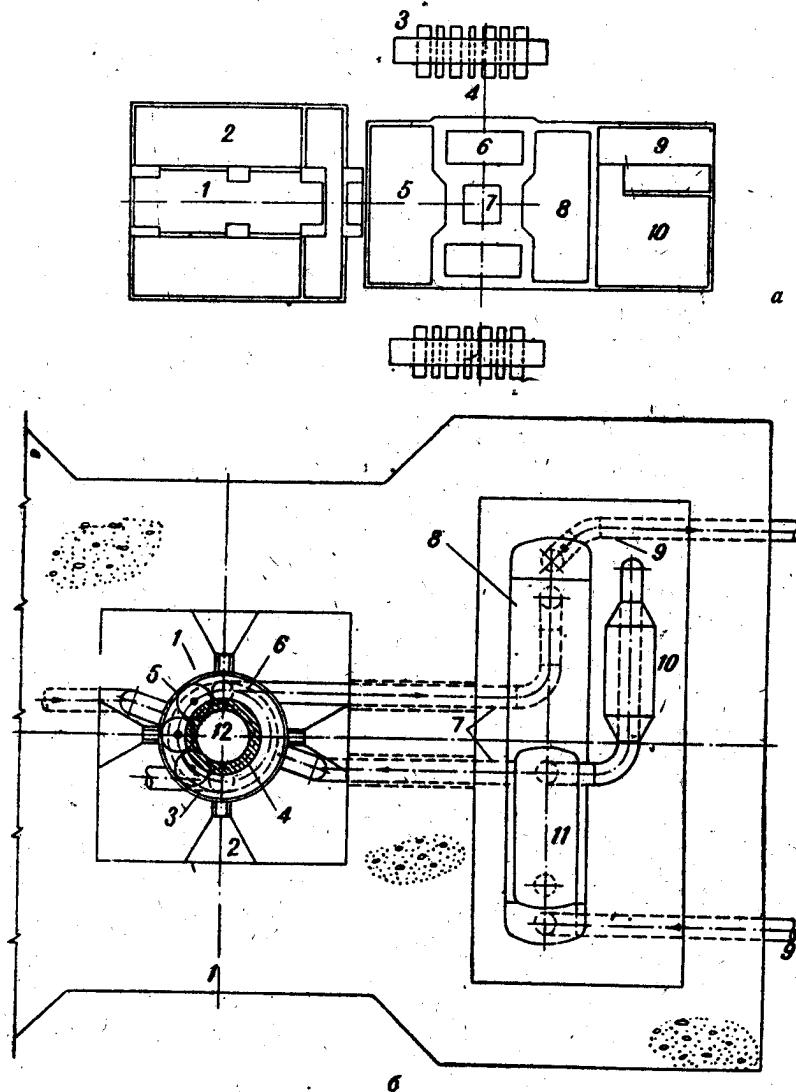
Таблица 2
Общ брой на обслужващия перс.
на реактора

Наименование на службите	Брой на хората
Експлоатация	46
Дозиметрия	16
Технически служби	13
Охрана	22
Администрация	6
Общо	
Силова уредба	103
Експлоатация	14
Обща численост на персонала, зает в експлоатацията на уредбата	117

Реактор с двойно предназначение с бързи неutronи и с охлаждане с течен метал

* Реакторът с бързи неutronи има предимства не само когато се употребява в уредба с двойно предназначение, но и в ядрената енергийна промишленост. Този реактор се отличава от реактора с топлинни неutronи с воден топлоносител по редица фактори.

1) Тъй като разглежданият от нас реактор работи с бързи неutronи, в него не може да се намират материали с малко атомно тегло, които представляват забавител на неutronите. Затова водното охлаждане се изключва и се употребява охлаждане с течен метал под ниско налягане.



Фиг. 4. Схема на реактор с двойно предназначение:

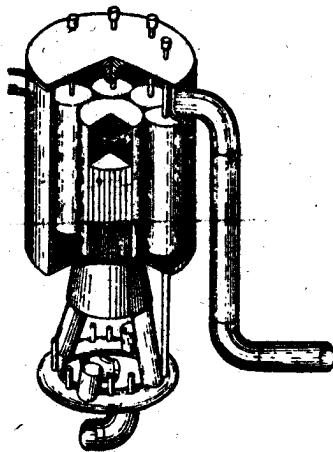
a — общ план на уредбата: 1 — фундамент на турбината; 2 — канали на циркуляционната вода; 3 — барабан; 4 — испарители и прегреватели; 5 — стая за управление; 6 — топлообменници; 7 — реактор; 8 — спомагателни съоръжения; 9 — помещение за пълнене; 10 — помещение за съхраняване на облагнатите материали; б — план на реактора: 1 — реактор; 2 — основа на реактора; 3 — възпроизвеждащ слой; 4 — зона на отражателя (зашрихована); 5 — въртящи се барабани на управляемого; 6 — пръстеновиден колектор; 7 — тръбопроводи на първичния топлоносител; 8 — топлообменник; 9 — тръбопроводи на междуенния топлоносител; 10 — електромагнитна помпа; 11 — разширителен каван; 12 — активна зона на реактора

2) Тъй като за всички материали ефективното сечение на захващане на бързите неutronи е значително по-малко, отколкото на топлинните, в този случай изборът на материалите за конструкциите е по-малко ограничен. Неръждаемата стомана изглежда изключително подходяща материал за такъв реактор.

3) Поради разликата в ядрените константи времето на облъчване за топлинните и бързите неutronи може да бъде увеличено, а свързаните с транспорта на горивото разходи да бъдат съответно намалени.

4) Този реактор изработва повече делящ се материал, отколкото разходва.

Реакторът с двойно предназначение с бързи неutronи, положен в основата на долупосочения проект, чиято стойност вече беше оценена, е изображен на фиг. 4, а основните конструктивни данни и работните характеристики са приведени на табл. 1. Възнамерява се според проекта да се използува реактор тип „бридер“, предложен от Кнолската атомна енергийна лаборатория (KAPL). Ако в бъдеще стане необходимо да се заменят остарелите конструкции с по-съвършени, това ще може да стане, без да се изменя основното устройство на уредбата. Активната зона на реактора от високо обогатен материал е обкръжена от възпроизвеждащ слой, състоящ се или от изтощен, или от естествен уран. В активната зона се произвежда повече от 90% от топлината. Активната зона (фиг. 5) представлява съвкупност от голям брой теплоотделящи елементи с покритие от неръждаема стомана. Възможно е да се използува отражател, обкръжаващ активната зона на реактора, който ще позволи да се намали критическата маса и да се ограничат ефектите, предизвикани от нагряването на извънактивната зона. Активната зона е обкръжена от цилиндричен стоманен казан, чийто диаметър и височина поотделно са равни приблизително на 8 фута. Трябва да се осигури циркуляцията на течния натрий в казана и възможност да се дойде до реактора за сме-



Фиг. 5. Резервоар на активната зона на реактор с бързи неutronи с натриево охлаждане

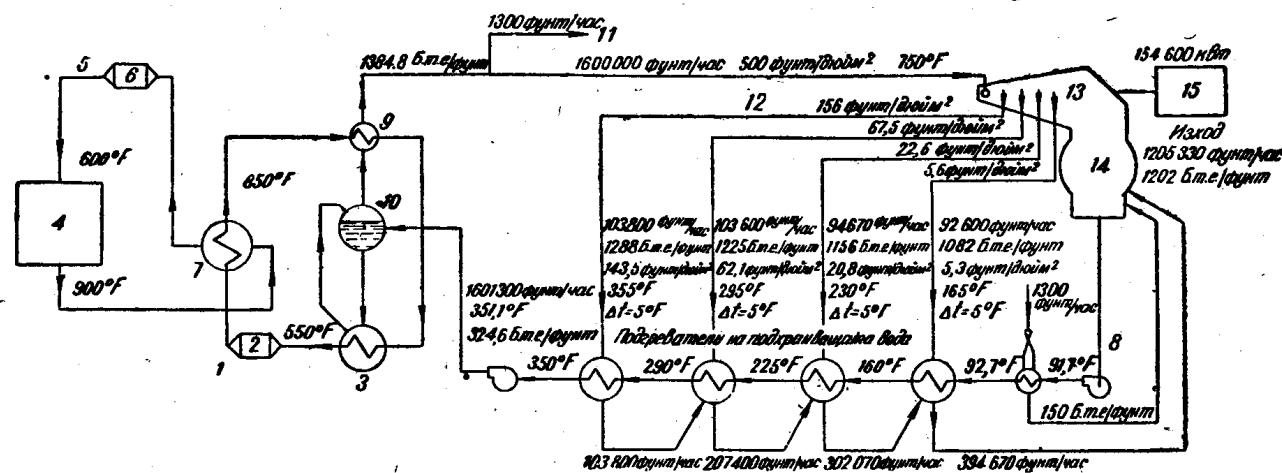
няне на горивото, а също да се предвиди разположението на управляващия механизъм.

Протичащият с голяма скорост (приблизително 30 фут/сек) течен натрий отвежда топлината от активната зона и от възпроизвеждащия слой. Циркулирането на натрия се осъществява от две електромагнитни помпи. Първичният топлоносител се подава към двата междинни топлообменника, влиза в тях при температура 900°F и се връща в реактора при температура 600°F. Топлината се предава от първичния топлоносител към междинния, какъвто е и натрият. С помощта на електромагнитни помпи този междинен топлоносител се подава към парогенераторите. Междинните топлообменници могат да бъдат с обикновена еднотръбна конструкция, тъй като изтичането на натрия из междинния контур в първичния не влияе върху работата на реактора.

Вторичният натриев топлоносител, като влиза в парогенераторите при температура 850°F, произвежда прегрятата пара, чиято температура е равна на 750°F, а налягането е 500 фунт/дюйм² (манометрично). Има нужда от два парогенератора с производителност по 800 000 фуница пара на час. Всеки от тях се състои от парен барабан, изпарител и секция на пренагряване. Парата се довежда към турбинния регулатор при налягане 485 фунт/дюйм² (манометрично) и с температура 750°F. Парогенераторът също е еднотръбен, тъй като двете страни работят под пълно налягане на бойлера и тъй като смесването на натрия с водата, което може да произлезе от някоя малка утечка, не създава опасност за работата на реактора.

Парата се подава към един голям турбогенератор с максимална мощност 154 600 квт. Той представлява тандем-компаунд-агрегат с 1800 об/мин. Въпреки сравнително ниското налягане в уредбата се използува обикновен регенеративен цикъл с четири отбора за подгряване на захранващата вода, както е показано на фиг. 6.

Реакторът може да се управлява или чрез преместване на отражателя, разположен между активната зона и възпроизвеждащия слой, или чрез изменение разположението на възпроизвеждащия и на делящия се материал. Всеки от тези методи може да бъде осъществен чрез използване барабаните на управлението, съдържащи в най-реактивните си положения всички елементи на нормалния възпроизвеждащ слой (и на отражателя). Другата възможност се състои в преместване на подвижния отражател извън активната зона, издигането или спускането на който изменя реактивността на реактора. Този



Фиг. 6. Схема на топлинния баланс на реактор с бързи неутрони с натриево охлажддане:
 Δt —краяна разлика на температурите. Технически данни: обща мощност 154000 квт ; мощност, разходвана за собствени нужди, 9300 квт ; полевна мощност 145000 квт ; относителен разход на топлина нето $17760 \text{ б.т.e./квтч}$. Топлинната мощност на всеки контур е приета за равна на 500 квт (загубите линсват)
 1 — междуенен контур; 2 — електромагнитна помпа; 3 — изпарител; 4 — реактор; 5 — първичен контур; 6 — електромагнитна помпа; 7 — топлообменник; 8 — въздушен ежектор; 9 — прегревател; 10 — парен барабан; 11 — към въздушния ежектор; 12 — налягане на отбора ($156 \text{ фунт}/\text{дюйм}^2$); 13 — турбина; 14 — кондензатор с противоналягане $1,5 \text{ дюйма жив. ст.}$; 15 — генератор с мощност 154600 квт .

способ се проверява с експерименталния реактор тип „бридер“ (EBR) при Националната станция за изпитване на реактори.

Смяната на горивото в реактора с течен натриев топлоносител се усложнява, тъй като през всичкото време е необходимо да има атмосфера от инертен газ (може хелий) над повърхността на натрия. Това значи, че механизъмът за претоварване на горивото трябва да бъде монтиран в определено положение, активната зона на реактора и възпроизвеждащият слой трябва да бъдат отворени, изтощените и облъчените елементи отстранени, а пресните елементи да бъдат поместени в реактора така, че напълно да изключат възможността за попадане на въздух в пространството, където се намира топлоносителят. Въпреки че детайлите на механичното устройство още не са разработени, може да се изтъкне, че при ново пълнене трябва да се вършат следните операции: 1) да се спре реакторът; 2) да се вкарат погълщащите пръти в активната зона; 3) да се понижи нивото на натрия, за да се открият топлоотделящите елементи; 4) да се монтира механизъмът за изпразване за поредно изваждане на топлоотделящите елементи; 5) да се отстранят елементите чрез системата на затворите и да се поместят в защитния контейнер; 6) да се поставят контейнерите на съхранение, като се поддържа съответното охлаждане в тях за започване на химическата преработка.

Трябва да се подчертаят някои важни особености на операцията по претоварване на горивото в реактора с двойно предназначение, работещ с бързи неutronи: 1) пълното сменяне на горивото в активната зона и сменянето ѝ на вътрешната част на възпроизвеждащия слой ще става един път в годината; 2) ако реакторът работи като конвертер¹, оставащият в активната зона U^{235} трябва да бъде освободен от отравящите вещества и преработен; 3) ако реакторът работи като „бридер“, част от отделения и очистения плутоний трябва да бъде преработена, за да може да се изработи от него нова активна зона.

Този реактор се проектира по такъв начин, че ежегодният коефициент на пълнене да бъде равен на 80%. За плановия ремонт и сменянето на горивото се определя един месец. Повторното пълнене с гориво включва пълно заменяне на топлоотделящите елементи на активната зона и заменяне на такава част от възпроизвеждащия слой, каквато е необходима, за да се поддържа контролът за реактивност. Ядрените константи на различните материали трябва да осигуряват, както из-

¹ Реакторът не възпроизвежда гориво. — Бел. бълг. ред.

глежда, посочената продължителност на работата на реактора и дълбоко изгаряне на горивото.

Ако топлоотделящите елементи съдържат U^{235} , използвани като делящ се материал, не трябва да има специфични трудности при изготвянето на тези елементи. След облъчване в реактора останалият уран може да бъде отделен от плутония и (след отстраняване на шлакуващите примеси) превърнат в метал, от който се изработват топлоотделящите елементи; при това не е необходимо да се предвижда дистанционно управление.

Както изглежда, без риск да сгрешим, може да се каже, че поради високата ценност на плутония работата на реактора с бързи неutronи като конвертор в продължение на значителен период от време би била по-икономична. Когато реакторът премине към цикъла на разширено възпроизвъдство, при пълненето плутоният може да бъде заменен с U^{238} или торий.

Приема се, че изработването на топлоотделящите елементи няма да влиза в работните функции на уредбата. Би било по-икономично и по-желателно от експлоатационна гледна точка топлоотделящите елементи да се изработват в отделна уредба, чиято производителност би осигурила потребностите на няколко подобни реактора. Превозането на необлъчените топлоотделящи елементи не изиска специални предпазни мерки. При такова организиране на производството стойността на горивото може да бъде намалена значително.

Общо казано, важно е да се има предвид, че реакторът с бързи неutronи с течен метален топлоносител не може да се счита за равноценен на реактора с топлинни неutronи с воден топлоносител от гледна точка на съществуващата технология, необходимото за проектиране и строителство време, сигурността на оценките на стойността и на техническите характеристики или от гледна точка на сигурността на защитата.

Установено е, че за монтирането на реактор с бързи неutronи ще са необходими две години повече, отколкото за реактор с топлинни неutronи с воден топлоносител. Възможно е времето да бъде съкратено поради разгъването на допълнителна и паралелна работа по усъвършенствуване на реактора.

Ценно предимство на реактора с течен метален топлоносител (в противоположност на реактора с воден топлоносител) е възможността за подобряване параметрите на парата. В дадения проект за реактор с бързи неutronи беше избрано обикновено парно налягане при клапана на турбината 485 фунт/дюйм² (манометрично) и температура 750°F. До днес резултатите от изпитванията не дават никакви ограничения за температурата на

Таблица 3
**Оценка на капиталните разходи за реактори с двойно
предназначение**

Вид на разходите	Сума на разходите, долари	
	реактор с топлинни неуторони с водно охлаждане	реактор с бързи неуторони с натриево охлаждане
Стойност на участъка		
Подготовка на участъка: почистване, изравняване на местността, павиране	700 000	700 000
обслужване на строителната площадка	750 000	750 000
гради (включително административните помещения и лабораториите)	900 000	900 000
	450 000	450 000
Общо	2 100 000	2 100 000
Реактор		
Корпус:		
фундамент	1 400 000	1 900 000
горна част	600 000	800 000
съоръжения	1 250 000	1 300 000
Активна зона:		
казан	250 000	500 000
търбопроводи	3 550 000	2 600 000
защита	350 000	900 000
възпроизвеждащ слой		2 000 000
тежка вода (83 долара за 1 фунт)	7 000 000	
натрий		800 000
Контур на топлоносителя:		
търбопроводи и управление	2 450 000	3 000 000
помпи и съоръжения	1 100 000	4 500 000
парогенератори	2 800 000	3 500 000
Спомагателни контури:		
обикновена вода (пречистена)	800 000	300 000
тежка вода	750 000	
натрий		3 000 000
хелий		500 000
Управление		
Напълване с гориво	850 000	1 500 000
	1 200 000	6 000 000
Общо	24 350 000	33 100 000
Турбогенераторна уредба¹:		
турбогенератор и кондензатори	6 625 000	7 000 000
циркулационна система на водата	1 750 000	1 650 000
града	525 000	550 000
електрически спомагателни съоръжения	2 500 000	2 800 000
съоръжения на уредбата	1 250 000	1 600 000
Общо	12 650 000	13 600 000
Съоръжения на трансформаторната подстанция	1 200 000	1 500 000
Общ резултат	41 000 000	51 000 000

¹ Реактор с водно охлаждане с мощност 106,2 мгвт; реактор с натриево охлаждане с мощност 154,6 мгвт.

течния натрий и изглежда съвсем възможно при по-нататъшни усъвършенствания и натрупване на експлоатационен опит температурата да бъде повишена до такава степен, че да може да се получи пара с температура 1000° F.

ИКОНОМИКА

Оценка на стойностите. Капиталните разходи за всеки от реакторите с двойно предназначение с изключение на изготвянето на горивото и съоръжаването на химическата преработвателна уредба бяха оценени, като се изхождаше от общите представи за конструкцията на реактора и енергийната уредба. Всички разходи са оценени въз основа на тарифите и цените, които съществуваха през юни 1952 г.

Приведените в табл. 3 капитални разходи са онези, които трябва да бъдат направени от владелеца на уредбата. Тези данни са получени по същия начин, който се прилагаше при оценяване стойността на проектирането и съоръжаването на стандартната парна уредба, предназначена за частното предприятие, т. е. към договорната цена са прибавени 10% допълнителни разходи на владелеца (тези разходи се състоят главно от процентите върху капитала през време на строителството). Договорната цена включва преките разходи, пропорционално разпределените допълнителни разходи, разходите за управление, непредвидените разходи по строителство и хонорара на предприемача. Стойността на проектните и изследователските работи, проведени от ядрено-физическите лаборатории на Комисията по атомна енергия, е доста значителна и тя не е включена в приведените капитални разходи. Счита се, че тези работи имат общо значение и не могат да бъдат отнесени върху стойността на определения проект.

Оценката на експлоатационните разходи е дадена в табл. 4. За първите промишлени реактори те неизбежно ще бъдат високи. Разходите по експлоатацията на реакторите бяха определени приблизително според преценяване на нуждата от персонал и според неговата годишна заплата. Към това бяха прибавени разходите по експлоатационните доставки. Ремонтните разходи бяха приети за равни на 10% от капиталната стойност на реактора. Ремонт ще изискват само незначителен брой съоръжения, но онези ремонтни работи, които ще трябва да се извършат, ще струват скъпо.

Общите допълнителни разходи, съставящи 15% от експлоатационните разходи, включват издръжките на ръководния, тех-

Таблица 4
Експлоатационни стойности на реакторите с двойно предназначение

Вид разходи	Сума на разходите, долари	
	реактор с топлинни неутрони с водно охлаждане	реактор с бързи неутрони с натриево охлаждане
Р е а к т о р :		
Персонал, обслужващ реактора:		
експлоатация (46 души при средна заплата 5500 долара)	253 000	253 000
дозиметрия (16 души при средна заплата 5000 долара)	80 000	80 000
техническа служба (13 души при средна заплата 6000 долара)	78 000	78 000
охрана (22 души при средна заплата 4000 долара)	88 000	88 000
администрация (6 души при средна заплата 6000 долара)	36 000	36 000
снабдяване	50 000	50 000
О б щ о	585 000	585 000
Подхранване с тежка вода (5 % от 7 000 000 долара)	350 000	
Ремонт (1 % от капиталните разходи, с изключение на тежката вода)	170 000	330 000
Общи допълнителни разходи (15 % от ремонта и експлоатацията)	115 000	140 000
О б щ с б о р	1 120 000	1 055 000
Енергийна уредба:		
експлоатация (1,7 долара за 1 квт/год)	180 000	265 000
обслужване (1 % от капиталните разходи)	130 000	140 000
общи допълнителни разходи (15 % от ремонта и експлоатацията)	50 000	60 000
О б щ о	360 000	465 000
Общи ежегодни експлоат. разходи	1 580 000	1 520 000

ническия и административния персонал. Изчисляването на стойността на експлоатацията на енергийната уредба е било основано върху експлоатационния опит на съвременните обикновени паро-електрически уредби, работещи с нефт или газ.

Стойност на плутония. Оценена е стойността на обльчването и общата стойност на 1 г плутоний, произвеждан от разглежданите реактори с двойно предназначение. Капиталните разходи и пропорционалните на тях издръжки, които послужиха като основа за определяне стойността на обльчването, са установени в резултат на подробно проучване. Другите ком-

поненти на общата стойност бяха оценени, като се изхожда от най-сигурните от наличните данни; поради това, че технологията по изготвяне на топлоотделящите елементи и на химическия процес на преработване се намират още в началния стадий, доста трудно е да се направи такава оценка.

Таблица 5
Постоянни издръжки за различните амортизационни периоди¹

Амортизационен период	Постоянни издръжки в % към капиталните вложения		
	5 годи- ни	10 го- дина	20 го- дина
Доход	6,0	6,0	6,0
Амортизация (5 % погасяване)	18,1	8,0	3,0
Данък върху дохода	2,5	2,5	2,5
Данъци върху собствеността	2,0	2,0	2,0
Застраховки	0,1	0,1	0,1
Общо	28,7	18,6	13,6

¹ Постоянните издръжки не включват стойността по износването, равна на 10,6 %.

Постоянните издръжки са типични за стандартните парни уредби, финансиирани от частния капитал. Стойността на облъчването и общата стойност на плутония са оценени за 5- и 10-годишни периоди. Данните за 20-годишния срок на работа се привеждат само за чисто енергийното производство.

За да произвежда максимално количество делящ се материал, уредбата с двойно предназначение трябва да работи с пълна мощност и с максимален коефициент на използване. В настоящото изследване се приема, че се гарантира сигурна работа на уредбата и стойността на 1 квтч е равна на 0,006 долара при коефициент на използване, равен на 75-80 %. Тази стойност може да се сравни със стойността на електроенергията, произвеждана от електрическите станции, работещи с обикновено гориво.

Изхождайки от приведените по-горе икономически данни и предположения, беше определена общата производствена стойност на плутония във всеки от разглежданите реактори с двойно предназначение. Общата стойност включва всички разходи, направени преди и след облъчването на топлоотделящите елементи в реактора с двойно предназначение. Те се състоят от

стойността на делящия се материал, от разходите по изработването на топлоотделящите елементи и техния транспорт, стойността на отделянето на плутония от облъчените топлоотделящи елементи, от процентите върху стойността на намирация се в производството уран и най-сетне от кредита за обеднения уран. Някои от тези фази на урано-плутониевия цикъл могат да бъдат изпълнени от предприятията на частната или държавната промишленост. Във всеки отделен случай действителните или бюджетните разходи могат да бъдат отнесени към стойността на 1 г плутоний.

Реактор, предназначен само за производство на енергия. За да се оценят икономическите възможности на ядрената енергетика, бяха направени изчисления за стойността на реакторите с бързи неutronи с течен метален топлоносител за трите различни варианта на работа.

Резултатите от изчисленията са приведени в табл. 6, където икономическите работни характеристики на реакторите с бързи неutronи с натриево охлаждане се означават с цифрите I, II и III. Вариант I отговаря на условието, когато реакторът с двойно предназначение работи като енергиен; в табл. 6 е приведена стойността на произвежданата електроенергия. Вариант II отговаря на условието, когато същият реактор работи като чисто енергиен, след като стойността му е напълно покрита; изтъква се също как може да бъде определена остатъчната стойност на уредбата, произвеждаща само енергия. За вариант III са посочени разходите, които могат да бъдат свързани с експлоатацията на подобен реактор, използван само за изработка на енергия. Допълнително в табл. 6 за сравнение са приведени две групи данни (A и B), една от които се отнася за реактор, работещ за производство на енергия и плутоний, а другата — за обикновена пароенергийна уредба. При това бяха направени следните предположения:

- 1) амортизационният период за атомноенергийните уредби е равен на 20 години;
- 2) амортизационният период за уредбите, произвеждащи гориво, също е равен на 20 години;
- 3) осъществява се частното финансиране на комуналните предприятия;
- 4) периодът на облъчване на горивото в активната зона е неизменен, но периодът на облъчване на материала на възпроизвеждащия слой е увеличен;
- 5) коефициентът на използване е равен на 80 %;

Таблица б
Икономически характеристики за работата на реактор с бързи
неутрони с натриево охлаждане при произвеждане само
на електроенергия¹

Вид разходи	Стойност, мли. долари				
	A	вариант			B
		I	II	III	
Капитални вложения в реактора и в енергийната уредба: участък и подготовките му реактор енергийна уредба	2,8 33,1 15,1	2,8 33,1 15,1	2,8 33,1 15,1	1,1 16,6 12,1	0,5 13,5
Общи капитални разходи	51,0	51,0	51,0	29,8	14,0
Ежедневни капитални издръжки: участък и подготовките му реактор енергийна уредба	0,36 4,5 2,05	0,36 4,5 2,05		0,15 2,26 1,65	
Общи постоянни издръжки	6,91	6,91 (6,8)		4,06 (3,6)	1,9 (2,9)
Ежегодни разходи по експлоатацията: експлоатация на реактора и ремонт експлоатация на енергийната уредба и ремонт	1,06 0,46	0,74 0,46	0,74 0,46	0,37 0,35	
Общ сбор на експлоатационните разходи	1,52	1,20 (1,2)	1,20 (1,2)	0,72 (0,6)	0,4 (0,6)
Разходи за гориво (в една година): гориво (включително пълненето) и химическа преработка	10,38	4,6	2,5	1,5	1,67
Общи разходи за гориво	10,38	4,6 (4,5)	2,5 (2,4)	1,5 (1,3)	1,67 (2,5)
Стойност на енергията: общи ежегодни разходи полезна мощност, <i>мвтч</i> стойност на полезната енергия, 10^6 <i>квтч</i> стойност (0,001 долара за 1 <i>квтч</i>)	18,81 145 1020	12,71 145 (12,5)	3,70 145 (3,6)	6,28 160 1120 (5,5)	4,00 100 667 (6,0)

¹ А — експлоатация на реактор с двойно предназначение; I — експлоатация на реактор с двойно предназначение в чисто енергийен режим; II — експлоатация на реактор с двойно предназначение в чисто енергийен режим след 5-годишен амортизационен период; III — реактор на бъдещето, построен само за работа в енергийен режим; В — обикновена електроцентрала. Цифрите в скоби означават стойността в хилядни части от долара за 1 *квтч*.

6) делящият се материал се получава безплатно (при това се приема, че липсва пласмент на плутония);

7) за вариант III производството на енергия е увеличено с 10 % благодарение на подобрени параметри на парата;

8) за вариант III стойностите за произвеждането на горивото и за химическата преработка са намалени с 1/3;

9) за вариант II постоянните издръжки на съоръженията за произвеждане на гориво и за химическа преработка не са включени.

Вариант I. Разходите, свързани с експлоатацията на реактора, съставят 70% от експлоатационните разходи по енергийната уредба с двойно предназначение.

Вариант II. Ежегодните експлоатационни разходи са същите както и за вариант I.

Разликата между експлоатационните разходи и стойността на 1 квтч енергия, равна на 0,006 долара, ще представлява сумата, която може да съдържа постоянните издръжки. Като приемем, че срокът на използване на уредбата е равен на 15 години, можем да определим сумата на разходите на уредбата с двойно предназначение, за да я запазим за работа в чисто енергийен режим.

Вариант III. Тук е дадена приблизителната стойност на енергията, когато разходите по реактора се намаляват благодарение на икономията, която може да се постигне чрез усъвършенствуване на технологията, натрупване на експлоатационен опит и изграждане на енергийни уредби с голяма мощност (например 500 000 квт полезна мощност), разположени на един място.

В сравнение с вариант I са приети следните поправки.

Капитални разходи. Тези разходи за участъка и благоустройстването му правят 40% от разходите за вариант I. Икономията се получава благодарение на разположението на няколко уредби в един участък, стойността на който се разпределя пропорционално между няколко уредби.

Разходите по реактора правят 50% от разходите за вариант I. Икономията се получава благодарение на едновременния строеж на няколко агрегата, прилагането на усъвършенствувана технология и опростен строеж.

Разходите по енергийната уредба правят 80% от разходите за вариант I. Икономията се получава благодарение на едновременния строеж на няколко агрегата и отчасти благодарение на усъвършенствуването на енергийния цикъл.

Експлоатационни разходи. Този вид разходи правят 50% от разходите за вариант I. Икономията се получава благодарение на придобиването на експлоатационен и административно-стопански опит и на разпределението на обслужващия персонал между по-голям брой агрегати; обаче стойността на горивото е същата както и за вариант I.

Разходите по енергийната уредба правят 75 % от разходите за вариант I. Икономията се получава за сметка на уедряването на уредбата.

Проверката на данните, приведени в табл. 6 (вариант I), показва, че атомната енергия, получена в ядреноенергийните уредби, чийто строеж може да бъде осъществен незабавно, не може да конкурира енергията, получена от обикновените електрически централи, които се строят днес. Даже при 20-годишен амортизационен период (избирането на такъв срок засега още не е оправдано) стойността на атомната енергия би била от поръдъка на 0,0125 долара за 1 квтч, докато обикновената уредба произвежда енергията по цена 0,006 долара за 1 квтч. Стойността на енергията, равна на 0,0036 долара за 1 квтч, дадена за вариант II (в който се приема, че са покрити капиталните разходи по уредбата), показва, че такава една уредба ще представлява ценност като източник на енергия, след като се прекрати производството на плутоний. Когато се осъществи вариант III, бъдещата атомна уредба може да произвежда енергия, която по стойност да конкурира получената по обикновени методи енергия.

Икономика на енергийната уредба. Чрез усъвършенстване на конструкцията на турбогенераторната уредба може да се увеличи до известна степен топлинният ѝ к. п. д., в резултат на което ще се намали стойността на плутония, което е особено важно при удължаване икономическия живот на уредбата. Тъй като липсва увереност, че първата уредба с двойно предназначение ще работи сигурно, и тъй като е желателно да се правят минимални капитални разходи, би било за предпочтение да не се осъществяват такива усъвършенствания в първата уредба. Обаче във всеки реален проект в случай, че са установени експлоатационните параметри на реактора, трябва да бъде направен подробен анализ, за да се определи значението на усъвършенствуването на цикъла. Би било най-важно да се направи такъв анализ за проекта на уредбата, предназначена за продължителна работа при чисто енергиен режим. Известно е, че направените усъвършенствания в енергийния цикъл на обикновената електрическа централа напълно се покриват от икономията на гориво. За ядреноенергийната уредба, в която стойността на горивото е равна от 1/3 до 1/2 от разходите за гориво за обикновената уредба, капиталните разходи са съответно по-малки, тъй като те се покриват от икономията на гориво.

ОБЩИ РЕЗУЛТАТИ

Бяха разгледани подробно стойностите и техническите особености на двета типа реактори.

Първият представлява реактор-конвертор с топлинни неutronи с воден топлоносител, в който обикновената вода се използва като топлоносител, а тежката вода служи като забавител. В тази уредба параметрите на парата при клапана на турбината са следните: налягане 165 *фунт/дюйм²* (манометрично); температура 375° F.

Вторият реактор е реактор с бързи неutronи с течен метален топлоносител. Параметрите на парата, подавана към клапана на турбината, в този случай са следните: налягане 485 *фунт/дюйм²* (манометрично); температура 750° F.

Беше разгледан също и реакторът с бързи неutronи с течно гориво. Обаче в съвременния стадий още е невъзможно да се определи неговата стойност.

В заключение може да се направят следните изводи:

1. Днес е технически възможно да се конструира и построи реактор с двойно предназначение, произвеждащ делящ се материал и енергия.

2. Усъвършенстването на реактора с топлинни неutronи с воден топлоносител е достигнало такава степен, която позволява да се оценят с достатъчна точност свързаните със строежа и експлоатирането на реактора разходи. Детайлното разработване на конструкцията на такъв реактор може да бъде започнато незабавно. Ако се придава особено значение на получаването на плутоний, чието производство трябва да започне колкото се може по-скоро и ще продължи в продължение на определен срок, такъв тип реактор би бил най-подходящ.

3. Реакторът с бързи неutronи с течен метален топлоносител има това предимство, че запазва съществуващите запаси от уран. Освен това в такъв реактор може да се получава пара с такива параметри (високо налягане и висока температура), каквато се използва в съвременните енергийни уредби. Това го прави най-подходящ за използване като източник на енергия. Смята се, че свързаните с това технически въпроси понастоящем са достатъчно проучени, за да оправдаят разработването на програма за проектиране и строеж на такива реактори въпреки необходимостта да се извърши известна изследователска работа в периода на проектирането.

4. Реакторът с бързи неutronи с течно гориво притежава най-големи възможности за евтино производство на енергия, обаче

необходимостта от извършването на голям брой изследвания спъва проектирането и построяването на такъв реактор в най-близко бъдеще.

5. От извършените икономически оценки не следва, че значително ще се намали стойността на плутония чрез продаване на получаваната в реактора с двойно предназначение електроенергия. Обаче за сметка на това ще се компенсира стойността на енергийните съоръжения и на уредбата с двойно предназначение. Това създава благоприятни икономически възможности (при съвременната потребност от плутоний и съществуващите цени) за строеж на реактори с двойно предназначение, които, ако изчезне нуждата от плутоний, могат да служат продължително време изключително като източници на енергия. Същевременно това способствува за добиване на опит в областта на технологията на реакторите, който е съществен за максималното усъвършенстване на реакторите, произвеждащи енергия за масова консумация.

Въз основа на извършения анализ може да се направят следните препоръки:

1. Необходимо е да се започне незабавно разработването и проектирането на реактор с бързи неutronи (тип „бридер“) с течен метален топлоносител и твърди топлоотделящи елементи.

2. След завършване на конструирането трябва да започне строежът, ако усъвършенстването на другите типове реактори, като например на реактора с течно гориво, не направи целесъобразно използването на реактора с бързи неutronи.

3. Паралелно с разработването на гореспоменатите конструкции комисията трябва да продължи енергично разработването на реактора тип „бридер“ с течно гориво, за да може същият да бъде включен колкото се може по-рано в строителната програма и в експлоатация, тъй като предварителната разработка и проучването на този реактор потвърждават, че този тип реактор обещава да бъде икономически по-изгоден, отколкото другите.

II. ИЗПОЛЗУВАНЕ НА ПРОДУКТИТЕ НА ДЕЛЕНИЕ КАТО ИЗТОЧНИЦИ НА ЛЪЧЕНИЕ

ПРОМИШЛЕНО ИЗПОЛЗУВАНЕ НА РАДИО- АКТИВНИТЕ ПРОДУКТИ НА ДЕЛЕНИЕ¹

ТЕХНИЧЕСКИ СЪОБРАЖЕНИЯ

Увод

Продуктите на деление, които представляват отпадъци при работата на ядрения реактор, могат да бъдат използвани за получаване на големи количества евтини радиоактивни вещества, годни за прилагане в промишлеността. Подолу ще бъдат описани характеристиките на тия радиоактивни продукти на деление и разгледани техническите възможности за тяхното използване в промишлеността.

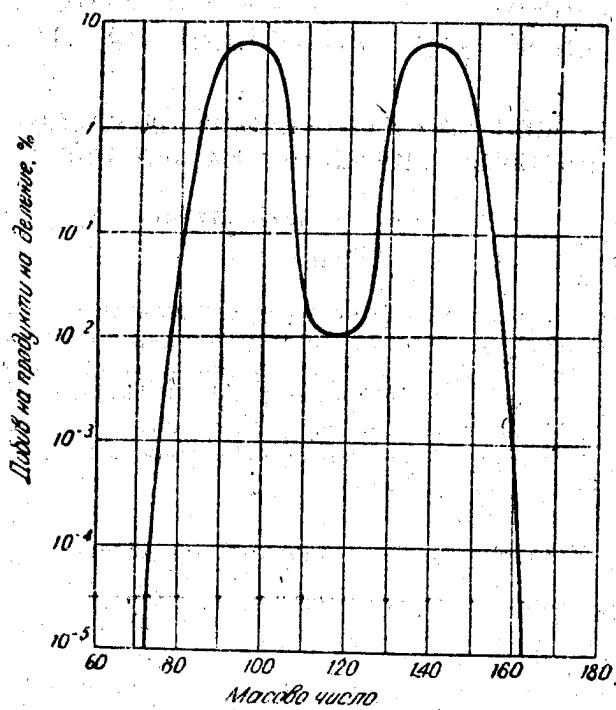
Образуване на продуктите на деление

За получаване на изотопа Pu^{239} се използват два срещащи се в природата изотопа на урана: U^{235} и U^{238} . При деление на U^{235} се изпускат неutronи, които се захващат от U^{238} , в резултат на което се образува U^{239} ; в процеса на β -разпадането на U^{239} се образува Np^{239} , който е също β -активен изотоп и се превръща в Pu^{239} . При делението на всяко ядро на U^{235} се образуват две нови ядра с приблизително равни маси. Тия продукти на деление образуват група изотопи с атомни тегла от 72 до 162. На фиг. 1 е дадена кривата, характеризираща зависимостта на добива на продуктите на деление на U^{235} от тяхното масово число. От тая крива следва, че в значително количество се образуват само малък брой продукти на деление.

¹ "Industrial Uses of Radioactive Fission Products", a Report to the US AEC, Stanford, September 1951, В сборника са влезли гл. III, V и VI в съкратен вид. — Бел. рус. ред.

Радиоактивно разпадане

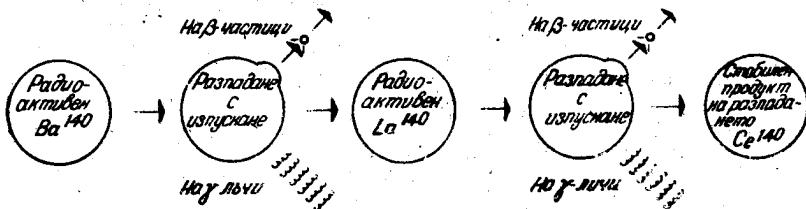
Атомите на продуктите на деление са нестабилни; в процеса на β -разпадането те се превръщат от един химически елемент в друг. В редица случаи образуващото се след изпускането на β -частицата ядро се намира във „възбудено“ състоя-



Фиг. 1. Добив на продукти на деление от U^{235} като функция на масовото число

ние; преминаването на такова ядро в „нормално“ или „основно“ състояние се придвижава от излъчване на един или няколко γ -кванта. Образуваният в резултат на разпадането изотоп може също да се окаже радиоактивен и разпадайки се, той на свой ред образува друг елемент, с други химически свойства. Следователно в процеса на редица β -превръщания може да се образуват няколко елемента, всеки от които е продукт от разпадането на предишния. На фиг. 2 е изобразена схематично една

от веригите на такива радиоактивни превръщания. Като изпуска β -частици и γ -лъчи, радиоактивният барий (Ba^{140}) се превръща в радиоактивен лантан (La^{140}), който на свой ред, изпускати β -частици и γ -лъчи, се превръща в стабилен (нерадиоактивен)



Фиг. 2. Схематично изображение на верига радиоактивни превръщания

церий (Ce^{140}). Следователно изотопът Ce^{140} е крайният продукт от веригата радиоактивни превръщания на продукта на деление с масово число 140.

Характеристики на продуктите на деление

В състава на продуктите на деление влизат изотопите на такива разпространени елементи като йод, кадмий, молибден, стронций и цезий, както и изотопите на някои редки елементи, които се използват малко или са малко известни. В табл. 1 са дадени характеристиките на някои от най-важните продукти на деление, които могат да намерят практическо приложение и освен това се образуват в достатъчно количество.

В табл. 1 не са включени изотопите с добив, по-малък от 0,5%, и с период на полуразпадане, по-малък от 60 дни или по-голям от 10^8 години, както и изотопите, които изпускат частици с енергия, по-малка от 0,1 мгев.

Радиоактивните продукти на деление може да намерят широкоприложение в промишлеността. Въздействието на радиоактивните лъчения върху течните, твърдите тела и газовете е обусловено от ионизацията, която те извършват. Всички предложени днес начини за промишлено използване на радиоактивните вещества са основани на това явление. В някои случаи, например при стерилизация, се използват вторични ефекти, обусловени от ионизацията, които умъртвяват микроорганизмите, съдържащи се в обльчваното вещество. В други случаи се използват непосредствените ефекти, причинявани от ионизацията, като например светенето на фосфорите под въздействието на радиоактивните лъчения.

Таблица 1
Характеристики на най-важните продукти на деление

Изотоп	Химически знак	Добив, %	Период на полуразпадане	Лъчение	
				енергия на β -частиците, мгев	енергия на γ -лъчите, мгев
Стронций-90	Sr	5,3	25 години	0,61	няма
→ Итрий-90*	Y	5,4	62 часа	2,3	няма
Итрий-91	Y		57 дни	1,53	няма
Цирконий-95	Zr	6,4	65 дни	0,39 (98 %) 1,0 (2 %)	0,73 (93 %) 0,23 (93 %) 0,92 (7 %)
→ Колумбий-95	Cb		35 дни	0,15	0,76
Технеций-99	Tc	6,2	10 ⁶ години	0,3	няма
Рутений-106	Ru		1 година	0,03	няма
→ Родий-106	Rh	0,5	30 сек.	3,5 (82 %) 2,3 (18 %)	0,51 (17 %) 0,73 (17 %) 1,2 (1 %)
Цезий-137	Cs		33 години	0,5 (95 %) 1,19 (5 %)	няма
→ Барий-137**	Ba	6,2	2,6 минути	няма	0,66
Церний-144	Ce		290 дни	0,35	няма
→ Празеодим-144	Pr	5,3	17,5 минути	3,0	0,2
Прометий-147	Pm	2,6	4,4 години	0,22	1,2
					няма

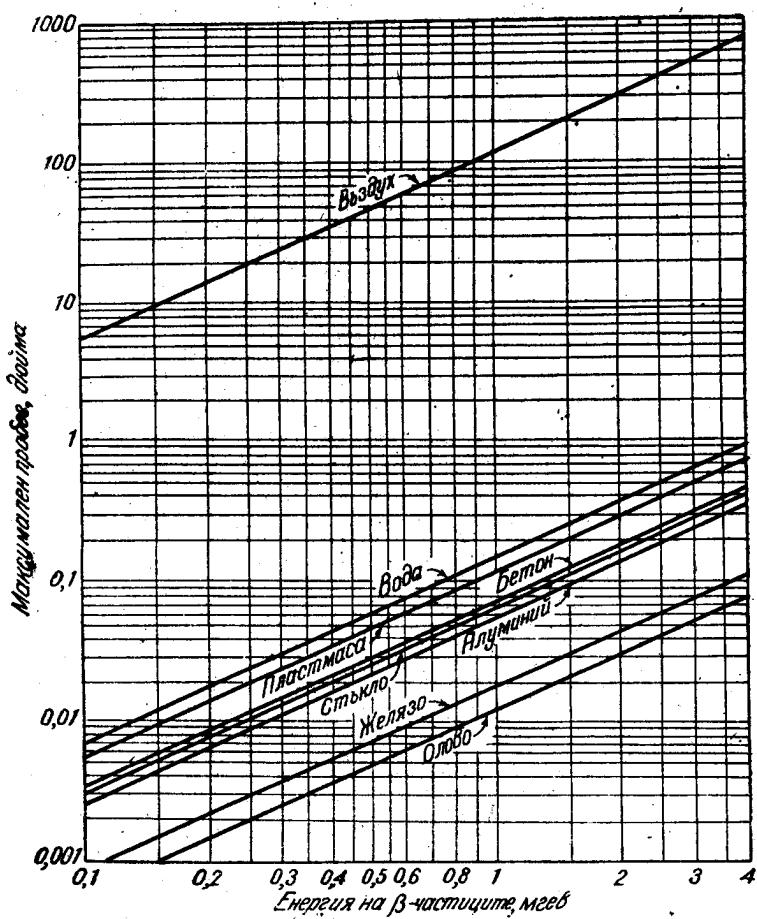
* Стрелката посочва какъв дъщерен продукт се образува.

** Ядрото на Ba¹³⁷ се намира в метастабилно състояние (възбудено състояние); в този случай преминаването на ядрото в основно състояние става в резултат на изпускането само на γ -квант.

На фиг. 3 е дадена зависимостта на максималния пробег на β -частиците в различните вещества от енергията. На фиг. 4 са дадени кривите, характеризиращи изменението на дебелината на слоя с десетократно отслабване (поглъщащ 90% от лъчилието) в зависимост от енергията на γ -лъчите. Вижда се, че проникващата способност на γ -лъчите е много по-голяма, отколкото на β -частиците. Пътността на йонизацията се изменя обратно пропорционално на дълбочината на проникването. Следователно за практически цели β -лъчилието може да се използува в ония случаи, когато трябва да се създава йонизация само в повърхностните слоеве на облязваното вещество. Там, където е необходимо лъчилието да прониква на по-голяма дълбочина, трябва да се използват γ -лъчи.

Оценка на радиоактивните свойства

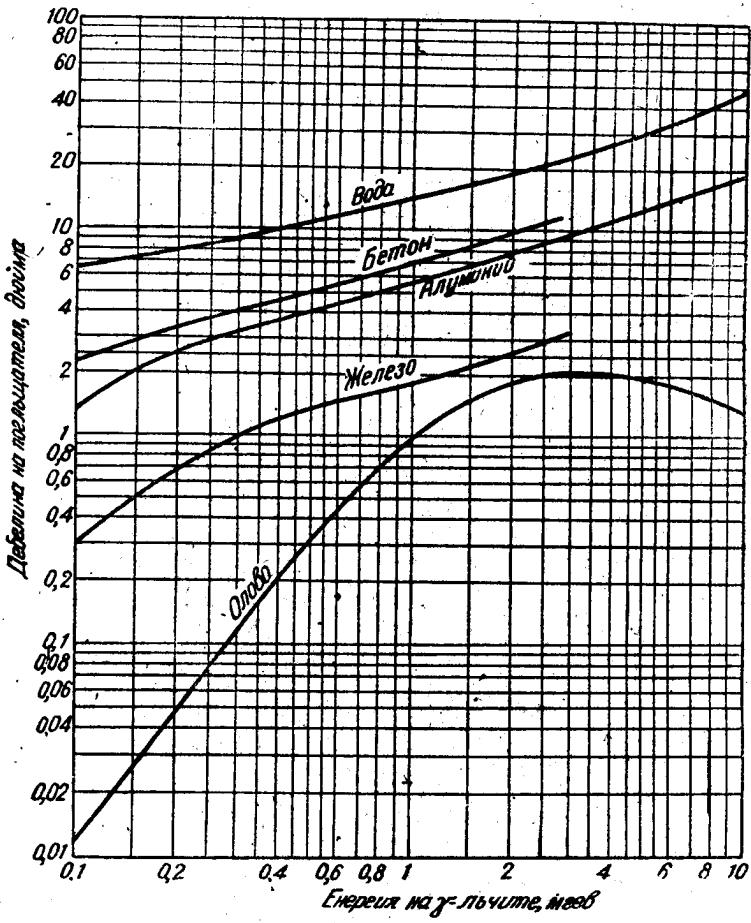
Възможността за широко промишлено използвуване на продуктите на деление зависи от харктера на изпусканите от тях



Фиг. 3. Зависимост на максималния пробег на β -частиците в различни вещества от енергията

лъчения. Поради високата цена на продуктите на деление и трудното манипулиране с тях не е възможно те да се използват другояче освен като източници на лъчение. При установо-

вяване на промишлената ценност на продуктите на деление като източници на лъчение трябва да бъдат взети под внимание следните фактори: видът на изпусканото лъчение; енергията му;



Фиг. 4. Изменение на дебелината на слой с десетократно отслабване за различни вещества в зависимост от енергията на γ-лъчите

периодът на полуразпадане; активността на единица тегло от даден радиоактивен продукт (относителната активност).

Енергията на изпусканите β-частици или γ-лъчи (продуктите на деление не изпускат α-частици) определя тяхната проникваща

и йонизационна способност. Максималната енергия на β -частите, изпускані от продуктите на деление, е 3,5 мгев. За γ -лъчите от продуктите на деление тя е 3,8 мгев, обаче такава енергия притежават главно продуктите на деление с кратък живот; след 6 месеца съхраняване енергията на γ -лъченията на продуктите на деление е приблизително 1 мгев.

Скоростта, с която става радиоактивното разпадане (периодът на полуразпадане), е в много случаи главният параметър, определящ практическата ценност на продуктите на деление. Макар че веществата с къс период на полуразпадане имат по-голяма начална относителна активност, все пак с течение на времето тя бързо намалява.

Относителната активност също определя ценността на продуктите на деление като източници на лъчение. Интензивността на лъчението зависи не само от активността на източника, изразена в *кури*, но и от общото тегло и обема на активния материал. В много случаи може да бъде необходим твърде същедоточен радиоактивен източник. Ако неговата относителна активност е малка, той ще притежава значително самопоглъщане; това се отнася особено за β -изълзвателите; при дебелина на източника, превишаваща няколко милиметра, цялото β -лъчение, изпуснато от вътрешните слоеве на веществото, ще бъде погълнато в самия източник.

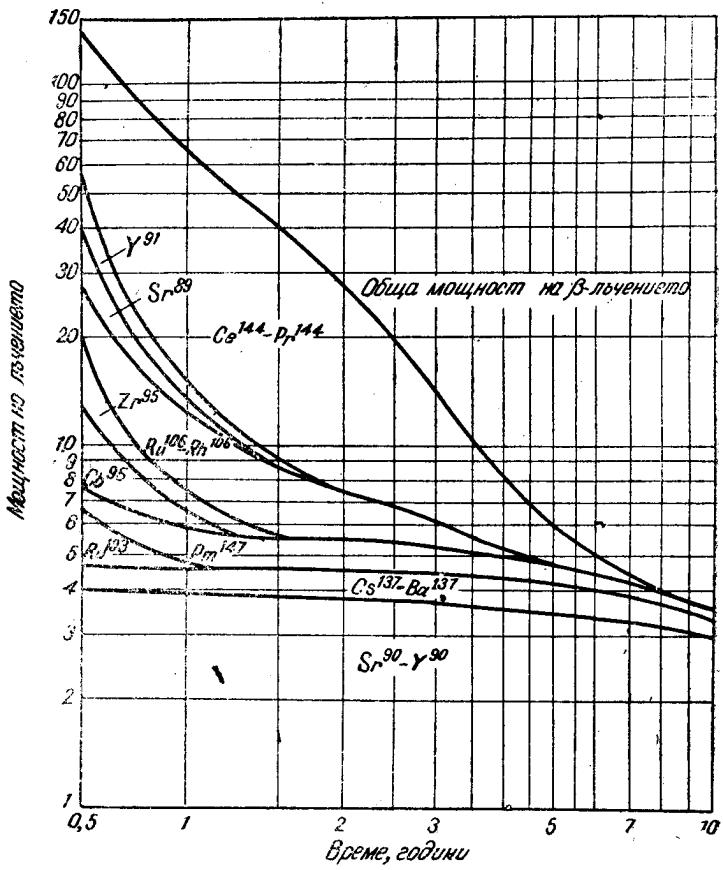
Класове на продуктите на деление

Продуктите на деление може да бъдат използвани в груба, очистена или в сепарирана форма. По-долу следва описанието на някои начини, с помощта на които продуктите на деление могат да бъдат получени в големи количества.

Груби продукти на деление

Уранът и плутоният се отделят химически от останалите вещества, които се образуват в процеса на работа на реактора. След това остава смес, състояща се от продукти на деление, вода, соли и други примеси. Такава разнородна маса, от която е отстранена само водата, се нарича груби продукти на деление. Тъй като технологията на работата на реактора и на химическото разделяне постоянно се изменя, трудно е да предугаждаме в какъв вид ще се получават грубите продукти на деление през най-близките няколко години. Изотопите, дадени на табл. 1, се съдържат в грубите продукти на деление. Пред-

полага се, че относителната активност на радиоактивните вещества, които биха могли да се получат през най-близките години,

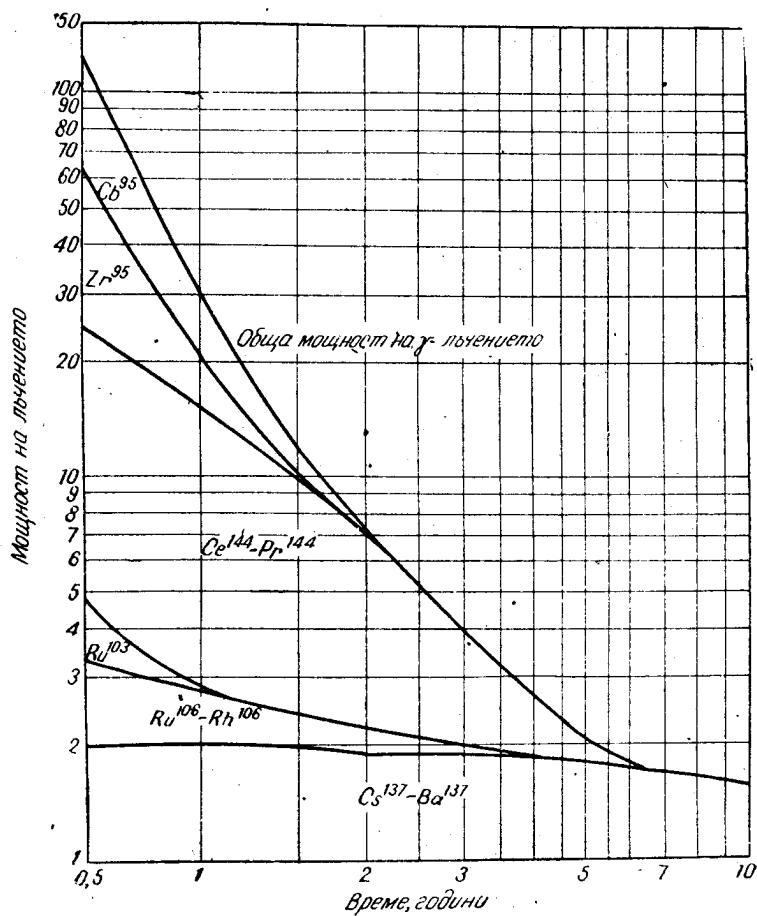


Фиг. 5. Изменение по време на мощността на потока от β -частици, изпускані от продуктите на деление и от отделни най-важни изотопи, влизани в състава им:

Мощността на лъчението се определя като произведение от броя на изпуснатите β -частици и тяхната енергия. Времето се изчислява от момента на излизане на продуктите на деление от реактора

няма да надминава няколко кюри/фунт. Обаче в редица случаи при практическото използване на грубите продукти на деление може да стане нужда от източници с относителна активност до хиляди кюри/фунт.

На фиг. 5 и 6 са дадени кривите, характеризиращи някои радиоактивни свойства на сместа от продуктите на деление.



Фиг. 6. Изменение по време на мощността на потока от γ -лъчи, изпусканни от продуктите на деление и от най-важните изотопи, влизащи в състава им:

Мощността на излъчване се определя като произведение от броя на изпусканите фотони и тяхната енергия. Времето се измерва от момента на излизане на продуктите на деление от реактора.

На фиг. 5 и 6 се дава съответно зависимостта на изменението по време на мощността на лъчението от потока на β -частици и γ -лъчи, изпусканни от продуктите на деление, както и от отделни най-важни изотопи, влизащи в техния състав.

Полуочистени продукти на деление

Грубите продукти на деление, от които са отстранени някои нерадиоактивни примеси, са наречени полуочистени продукти на деление. Те се отличават от грубите продукти на деление само с по-голямата си концентрация и следователно с по-голямата си относителна активност.

Смесени продукти на деление

Продуктите на деление може да бъдат разделени на групи радиоизотопи, които са наречени смесени продукти на деление. Главната причина за това разделяне е нуждата да се получат групи изотопи с по-определен лъчение. Това е особено важно при използването на продуктите на деление като β -излъчватели. След като се отстраният γ -активните продукти, опасността за персонала се намалява, а така също се опростяват средствата за защита при работа; в този случай разходите за допълнително обработване на продуктите на деление се покриват.

Таблица 2
Оценка на стойността на продуктите на деление с голяма
относителна активност*

Клас на продуктите на деление	Степен на разделяне	Стойност на 1 кюри, долари	Относителна активност, кюри/фунт
1. Груби	Концентрирани, неразделени	0,1–1,0	1–1000
2. Полуочистени	Известно количество нерадиоактивни примеси са отстранени	0,2–2,00	до 5000
3. Смесени	Химически разделени на групи изотопи	0,5–5,00	10 000
4. Технически чисти	Отделни изотопи, отделени от смесените продукти на деление	1,00–100 2,00 5,00	" 30 000 " 15 000 " 10 000
A) Sr ⁹⁰ Б) Cs ¹³⁷	—		

* В таблицата е посочена приблизителната стойност на продуктите на деление в зависимост от степените на разделяне; тя е установена предварително от общи съображения, а не въз основа на експлоатационни данни или на детайлрен анализ на производствени разходи. Порядъкът на големината на стойността ще бъде уточнен при преработване на големи количества продукти на деление.

Сепарирани продукти на деление

От продуктите на деление може да бъдат отделени определени изотопи, които са наречени сепарирани продукти на деление. Целесъобразно е сепарираните продукти на деление да се използват в ония случаи, когато е необходимо да се създаде източник, чието лъчение има напълно определен спектрален състав. Най-важните сепарирани продукти на деление са Sr⁹⁰ и Cs¹³⁷.

Стойност на продуктите на деление

Досега не е установена точната големина на разходите за обработване, опаковка и транспортиране на продуктите на деление. За да се оцени порядъкът на големината на потенциалните стойности на продуктите на деление, Станфордският изследователски институт заедно с Комисията по атомна енергия и със свързаните с него организации направи грубо предварително изчисление, което беше публикувано в „Prospectus for Management“. В табл. 2 са включени стойностите на радиоактивните материали, помествани в херметически контейнер, в който те се доставят на потребителя.

Стойността на сепарираните продукти на деление зависи от сложността на технологичния процес на обработката, от степента на очистването и от трудностите на отделянето. Характерен изотоп от този клас, който има най-голямо потенциално търсене, е Sr⁹⁰; възможно е цената на този изотоп да не превишава 2 долара за 1 кюри при потребление на стотици хиляди кюри* за година. Добре пречистеният Sr⁹⁰ (използван за активиране на фосфорите) вероятно ще струва по-скъпо. Друг продукт на делението, който е възможно значително да се търси (при условие, че цената не е висока), е Cs¹³⁷. Възможно е при производството на големи количества Cs¹³⁷ цената му да не надминава 5 долара за 1 кюри, което е напълно приемливо за промишлеността.

Попълване на изразходваните продукти на деление

За потенциалните потребители на продукти на деление е важно да знаят може ли да бъде осигурено непрекъснато попълване на използваниите продукти.

* Единица за радиоактивност, равна на $3,7 \cdot 10^{10}$ разпадания в сек. — Бел.
бълг. ред.

Както беше посочено, продуктите на деление представляват отпадъци при работата на реакторите, използвани за получаване на делящ се материал, за изследователски цели, за получаване на изотопи или като източници на енергия. Днес има няколко реактора, предназначени не само за получаване на делящ се материал, но и за други цели. Може да се предположи, че продукти на деление ще се изработват непрекъснато и в бъдеще.

Що се отнася до попълването на радиоактивните материали, известно е, че голямо количество продукти на деление, чиято активност се изчислява на милиони *киюри*, е получена във вид на отпадъци при работата на Хенфордските реактори и по-малко количество — при работата на другите реактори, намиращи се в разпореждане на Комисията по атомна енергия. Обаче по-голямата част от тия продукти (ако не всички) може да представлява интерес за промишлеността само след съответна технологична обработка.

Комисията по атомна енергия строи голям брой нови уредби: например уредбите в Савана-Ривър (щата Джорджия), които, както се очаква, трябва да произвеждат значителни количества продукти на деление. Засега по-точни данни за запасите от продукти на деление не може да бъдат съобщени в тоя неповерителен отчет.

Продуктите на деление, употребявани за промишлени цели, могат да бъдат използвани дълго време. Например, за да може източникът на висока активност, който има голям период на полуразпадане, да запазва своята първоначална активност, е достатъчно ежегодно или веднъж на две години към него да се прибавят сравнително малки количества пресен материал.

Избиране на източници на лъчение

Не само продуктите на деление, но и другите радиоизотопи, както и електронните генератори и рентгеновите тръби могат да бъдат източници на лъчение; обаче само въз основа на изучаването на техническите и икономическите фактори може да се определи във всеки отделен случай какъв източник на лъчение е по-целесъобразно да се използува.

Промишлената ценност на β -излъчвателите, получени от продуктите на деление, зависи от вида на източника, както и от енергията на изпусканото лъчение. Чистите β -активни продукти на деление могат да се използват най-ефикасно като примеси към светлосъставите.

В този случай необходимата интензивност на източниците е сравнително малка. Така че без съмнение в повечето разгледани в настоящата работа случаи електронните генератори при прошилено приложение не могат да конкурират чистите β -излъчватели.

За да се установи доколко е целесъобразно използването на продуктите на деление, трябва по-точно да се определи приблизителната цена, по която те ще се продават на потребителя. Предварителното сравнение показва, че по всяка вероятност продуктите на деление са икономически по-изгоден източник на γ -лъчи, отколкото рентгеновите уредби. Например к. п. д. на една стандартна рентгенова уредба за 5 ква е 0,1%. Рентгеновата тръба струва 5000 долара, гаранционният срок на работата ѝ е 1000 часа (макар че може да достигне 5000 часа). По такъв начин полезната мощност от 5 wt , получена в тръбата, струва $1 \div 5$ долара за 1 час. Това е еквивалентно на стойността $1 \div 20$ долара за 1 wt само за тръбата, без да се включва такъв допълнителен уред като трансформатор. Дори ако стойността на продуктите на деление бъде максимална — 2 долара за 1 кюри, — цената на 1 wt изпускана енергия на излъчването ще бъде по-малка от два цента. Затова тук няма да разглеждаме (с изключение на специалните случаи) рентгеновите уредби като конкурент на продуктите на деление (като източници на γ -лъчи).

В някои случаи катодните лъчи с големи енергии, получени чрез импулсен (капацитивен) електронен генератор или чрез генератора на Ван-де-Грааф, могат да конкурират γ -лъчите, изпусканни от продуктите на деление. Основен недостатък на тези уредби е много малката проникваща способност на получаваното лъчение. Така например, за да може пробегът на катодните лъчи във вещество с плътност, равна приблизително на единица, да бъде равен на 1 дюйм, трябва електроните да се ускорят приблизително до 10 мгев. Днес уредбите, в които може да се получават частици с подобни енергии, струват още много скъпо.

Уредбите, изработвани сега в малък брой, ускоряват електроните до 3 мгев. Ако облъчваният съд се върти или ако върху него се въздействува от две противоположни страни с два електронни спона, ефективната дълбочина на проникването на лъчението може да се удвои; това ще позволи да се облъчат съдове с диаметър 1 дюйм. По този начин съществуващи уредби може да бъдат използвани само в някои случаи. Малко са основанията да предполагаме, че в бъдеще уредбите

за получаване на частици с високи енергии ще струват евтино. Днес за научни цели са конструирани уредби на Ван-де-Грааф за 12 мгев.

Обаче генераторите, използвани за същите цели, както и продуктите на деление имат няколко несъмнени предимства. Например уредбата може да бъде включена или изключена всеки момент и използвана само тогава, когато трябва да се извърши облъчване. Това създава удобство в обслужването и в ремонта на съоръженията, улеснява задачата за осигуряване безопасността на персонала и позволява уредбата да се монтира лесно. В тая уредба може да се изменя енергията на частиците и интензивността на излъчването, което опростява техниката на управляването на някои процеси; при това не възникват допълнителни проблеми, свързани със запазването на радиоактивните вещества, с приготвянето на източника и с транспортирането.

Същевременно продуктите на деление като източник на лъчение имат големи предимства в сравнение с генератора, използван за определени цели. Продуктите на деление в затворения контейнер представляват компактен източник на непрекъсната лъчиста енергия. Такъв източник на лъчение може да бъде използван, където и когато е необходимо, но при условие, че ще бъде осигурена напълно съответната му защита, като при това отпада необходимостта от замянене на тръбата, от скъпото обслужване, ремонт, а също не е необходима електрическа енергия за захранване на уредбата. Голямата проникваща способност на γ -лъчите позволява да се осъществи равномерно облъчване на доста голям обем вещество; с това се предотвратяват нежелателните ръбни ефекти, обусловени от прекомерно облъчване. Като се използват продуктите на деление, технически е сравнително лесно да се осъществи поточният метод на облъчване, без да се нарушава вече нагласеният производствен процес; наистина при това производителността малко ще се намали и освен това ще трябва да се измени начинът на опаковане на продукцията.

Днес е ясно, че продуктите на деление ще бъдат по-евтини източници на лъчение от електронните генератори. Въз основа на съществуващите ограничени данни не може окончателно да се реши какъв източник на лъчение (генератор или продукти на деление) ще бъде технически и икономически по-изгоден. За тая цел трябва точно да се оцени стойността на продуктите на деление, а така също бъдещата стойност на електронните генератори при тяхното масово производство.

Други източници на лъчение, които могат да конкурират γ -излъчващите продукти на деление, са някои радиоактивни изотопи, по-специално Co^{60} . Такива радиоактивни вещества се получават при облъчване с неutronи в ядрени реактори; тяхното производство се ограничава от наличността на свободно място в реактора. Днес източници на Co^{60} със сравнително голяма активност се продават по 5 долара за 1 кюри.

Изотопът Co^{60} и другите аналогични източници имат известни предимства пред продуктите на деление. На образеца Co^{60} (стабилният изотоп), преди да се облъчва в реактора, може да бъде придадена желаната форма. В зависимост от времето на облъчването с неutronи може да се получи източник Co^{60} с определена активност. Периодът на полуразпадане на Co^{60} е достатъчно голям и е 5,3 години. Енергията на γ -лъчите на Co^{60} е 1,16 и 1,30 мгев, т. е. повече, отколкото у повечето продукти на деление.

Поради това, че Co^{60} може да се произвежда в ограничени количества, той не може да се използува широко за промишлени цели. В голямо количество Co^{60} може да се получи само като се намали потенциалното производство на плутоний, необходим за военни цели. Следователно големият брой неutronи, образувани в реакторите за производство на Co^{60} , не може да се използува в количества, достатъчни, за да задоволят всички потенциални нужди.

Придадена (индуктирана) радиоактивност

При обсъждане на възможностите за промишлено използване на продуктите на деление е много важно да се знае дали в продукта, подлаган на облъчване, няма да възникне някаква вторична радиоактивност. Съществуват мнения, че всеки продукт, подлаган на облъчване, може сам да стане радиоактивен и следователно може да представлява опасност за потребителя. Общо взето, възможно е известно радиоактивно заразяване на облъчваното вещество при подлагане на лъчение (експозиция). Обаче опасенията, че облъчваното вещество може да стане опасно радиоактивно, са преувеличени.

При облъчване с γ -лъчи придана активност може да възникне само тогава, когато енергията на фотоните надминава 8 мгев. Изключения правят най-леките елементи; например под въздействието на γ -лъчи с енергия 2,62 мгев ядрото на деутерия може да се разцепи на неutron и протон. Под въздействието на γ -лъчите в берилия може да възникне реакция от

типа (γ , n). Тъй като максималната енергия на γ -лъчите, изпускана от продуктите на деление, е 1,2 мгев, те са неспособни да предизвикат реакция от типа (γ , n).

Известни са много малко ядрени реакции, които стават под въздействието на електроните (β -частиците). Обаче вече бе съобщено, че при облъчване на Be⁹ с електрони, които притежават енергии 1,8 мгев, от ядрата се изпускат неutronи, тъй като енергията на свързването на неutronа в този елемент е малка.

Поради голямата токсичност на берилия е малко вероятното да остане във веществата, предназначени за промишлена обработка. Но дори той и да се намира в тях, приданата активност ще може да изчезне напълно до времето на отстраняване на продукта от източника на лъчение.

И така продуктите на деление може да се използват като източник на лъчение за промишлени цели; при това не трябва да се страхуваме от възникването на някаква придана активност.

Промишлено използване на лъчението от продукти на деление

Продуктите на деление може да бъдат използвани като източници или на β -, или γ -лъчение. Засега не са предложени начини за едновременно използване на двата вида лъчение. За да знаем във всеки отделен случай какъв вид лъчение е най-целесъобразно да се използува, трябва да вземем под внимание редица фактори, които ще разгледаме накратко.

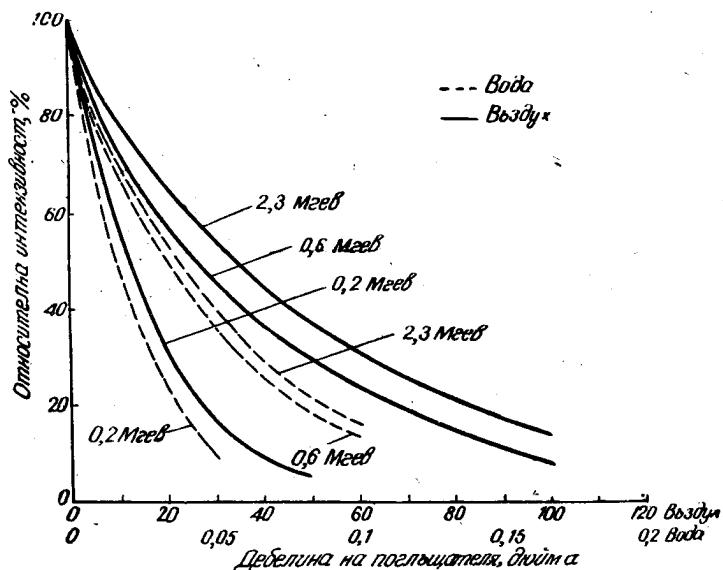
Промишлено използване на β -лъчението

Възможността за промишлено използване на β -лъчението на продуктите на деление е свързана, общо взето, с неговата малка проникваща способност. Тъй като пробегът на β -частиците във веществото е значително по-малък от този на γ -лъчите, работата с чистите β -източници е по-малко опасна.

На фиг. 7 са дадени кривите, характеризиращи относителното изменение на интензивността на потока от β -частици на Sr⁹⁰ (0,6 и 2,3 мгев) и Pm¹⁴⁷ (0,2 мгев) в зависимост от дебелината на въздушния и водния слой.

Пробегът на β -частиците в течни и твърди вещества е много малък, затова намаляването на интензивността на излъчването се изменя силно в зависимост от дебелината. Следова-

телно за веществата с голяма плътност коефициентите на използване на β -лъчението са малки. Тъй като, за да се получи желаният ефект, обикновено е необходимо известно минимално лъчение, продължителността на облъчването (експонирането)

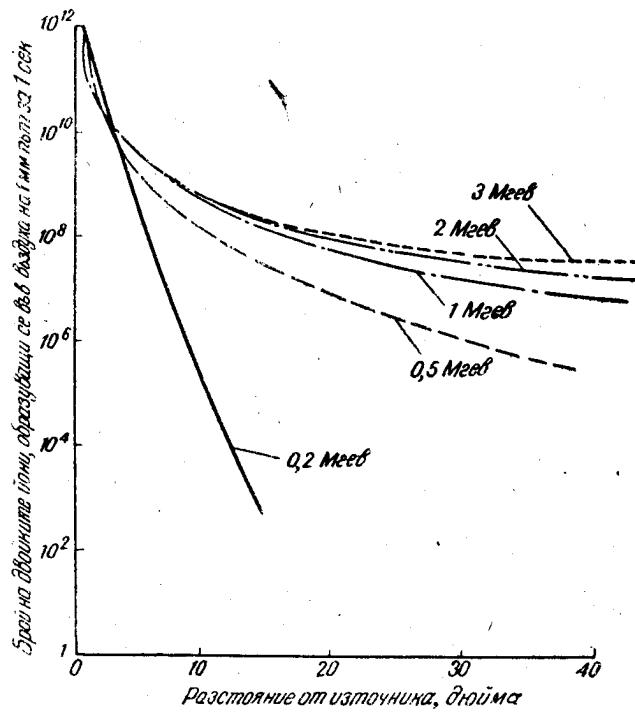


Фиг. 7. Изменение на относителната интензивност на потока от β -частици на Sr^{90} (0,6 и 2,3 мгев) и Ru^{147} (0,2 мгев) в зависимост от дебелината на въздушния и водния слой

трябва да се пресмята за такава точка, където се поглъща най-малко количество енергия. В този случай обикновено частите на обекта, където става максимално поглъщане на падащото лъчение, се преоблъчват; това води дотам, че излъчването не се използва ефикасно и в редица случаи може да се появят нежелани ефекти. Тъй като за малки дебелини поглъщането се изменя в широки граници, много трудно е да се преодолее този недостатък. Също е трудно да се създадат условия, при които всяка част на обекта ще бъде облъчена равномерно.

Различните начини за възможно използване на продуктите на деление са основани на ионизиращите свойства на β -частичите. На фиг. 8 са дадени кривите, определящи приблизително броя на двойките иони, образуващи се за 1 сек. във

въздух от β -частици с различни енергии на различни разстояния от точков източник с активност 1 кюри.



Фиг. 8. Брой на образуваните двойки йони на единица път на β -частиците във въздух за 1 сек. като функция на разстоянието от източник с активност 1 кюри:

Взема се под внимание погъщането на β -лучението във въздуха, намиращ се между източника и обекта

Тези данни са полезни при определяне на необходимото количество радиоактивно вещество, използвано при облъчването.

Извънредно важни продукти на деление, излъчващи само β -частици, са Sr^{90} , Y^{91} , Tc^{99} и Pm^{147} . Тези изотопи може или да се отделят в чист вид от продуктите на деление, или да се използват като смес, от която са отстранени γ -активни примеси.

Най-подходящият β -излъчвател е Sr^{90} , тъй като неговият период на полуразпадане е 25 години, а изпусканите частици

притежават сравнително голяма енергия. Поради това, че Sr⁹⁰ може да бъде сравнително лесно отделен от грубите продукти на деление, очевидно ще може да се изработват евтини претовари от Sr⁹⁰. Относителната активност на препаратите от Tc⁹⁹ е много малка, за да се използва в широки промишлени мащаби, тъй като той има голям период на полуразпадане, равен на 10⁶ години. Периодът на полуразпадане на Pm¹⁴⁷ е 4,4 години; макар отделянето му да струва по-скъпо от това на Sr⁹⁰, той очевидно ще може да намери промишлено приложение благодарение на много малката енергия на излъчваните β-частици.

По такъв начин само Sr⁹⁰ и Pm¹⁴⁷ са такива излъчватели, които ще намерят широко промишлено приложение.

Изисквания, предявявани към защитата

Както вече бе посочено, β-частиците притежават малка проникваща способност; затова към защитата срещу β-лъчение се предявяват най-минимални изисквания. Тъй като тънкият слой твърдо вещество погъща всички β-лъчи, изпусканни от продуктите на деление, главно внимание трябва да се обръща на защитата от спирачното рентгеново лъчение.¹ За да се отслаби максимално вторичното рентгеново лъчение, може да се използува двуслойна защита: вътрешен слой, изработван от вещество с ниско атомно тегло (например от пластмаса) и външен слой (външен кожух) — от вещество с високо атомно тегло (например от олово). В резултат от това β-частиците ще се погъщат от вътрешния слой, а интензивността на образуващите се спирачни рентгенови лъчи ще бъде минимална. Външният кожух ще погъща рентгеновите лъчи. По такъв начин за продуктите на деление, изпускащи само β-частици, защитата ще бъде проста и евтина.

Приготвяне на източника

Да се изгответят от продуктите на деление мощни източници на β-лъчи е доста трудно. Радиоактивният източник трябва да се държи в изолираща опаковка, която не се подлага на въздействието на лъчението и не допуска каквато и да било

¹ При забавяне на електрона (β-частицата) възниква рентгеново спирачно лъчение. Обикновено частта от кинетичната енергия на електрона, превърщаща се в лъчение, нараства с енергията на електрона и с увеличаване на атомния номер на веществото, през което той минава.

загуба на радиоактивното вещество. Освен това тая опаковка не трябва значително да погълща лъчението. Бяха пуснати в продажба малки източници от Sr⁹⁰ във вид на тънки листове или „сандвичи“ (слойт Sr⁹⁰ е разположен между пластинки от пластмаса или метал). Приготвянето на мощни източници на Sr⁹⁰ е много трудна и несъмнено скъпа операция.

Повърхностна активност

Тъй като пробегът на β-частиците в твърди вещества е малък, източниците на β-лъчи, изработени не като тънка пластинка, ще имат голямо самопогълъщане. Ако дебелината на тая пластинка превишава няколко милиметра, цялото излъчване от вътрешните слоеве на източника ще се погълща от самото радиоактивно вещество и следователно ще се губи. За да се приготвят мощни източници на β-лъчение, радиоактивното вещество трябва да се разпредели на тънък слой по голяма площ.

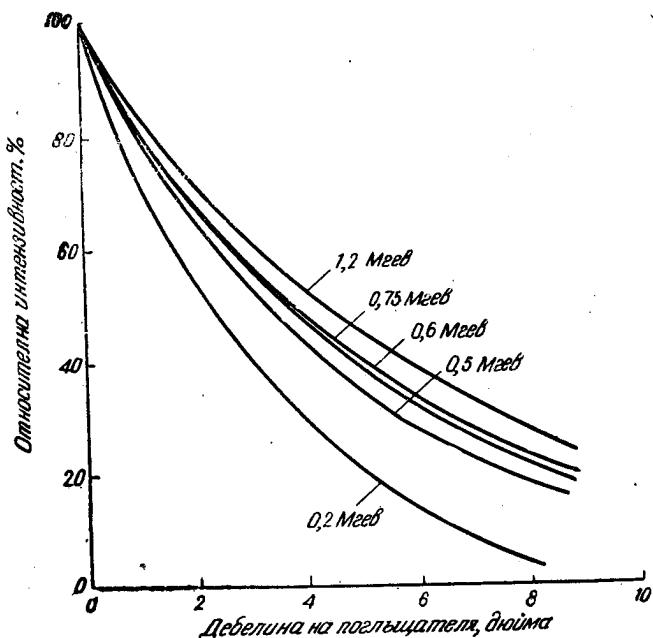
По този начин, за да се получат източници, притежаващи колкото може по-голяма повърхностна активност, трябва от продуктите на деление да се отделят β-активни вещества в най-чист вид.

Промишлено използване на гама-лъчението

Продуктите на деление, изпускащи γ-лъчи, са дадени на табл. 1. Промишленото използване на γ-лъчението е обусловено от тяхната голяма проникваща способност дори в най-плътни вещества.

За разлика от β-частиците не могат да бъдат напълно погълнати от някакъв определен слой вещество, т. е. за γ-лъчите не може да се въведе понятието „максимален пробег“. Като се увеличава дебелината на веществото с една и съща стойност, относителната интензивност на лъчението ще се намалява еднакъв брой пъти. За да се характеризира дебелината на веществото, след преминаването на която интензивността на лъчението се намалява наполовина или 10 пъти, се въвеждат понятията: слой с отслабване наполовина и слой с десетократно отслабване. Тези понятия улесняват значително изчисляването на защитата. Например за погълъщане на 99% от интензивността на падащото лъчение дебелината на защитата трябва да бъде равна на два слоя десетократно отслабване. Първият слой ще погълне 90% от интензивността на първич-

ното лъчение, вторият слой — 90% от 100% интензивност на потока от γ -лъчи, преминали през първия слой; пълното погълщане ще бъде 99%. На фиг. 4 (виж стр. 128) са дадени кривите, характеризиращи изменението на дебелината на слоя,



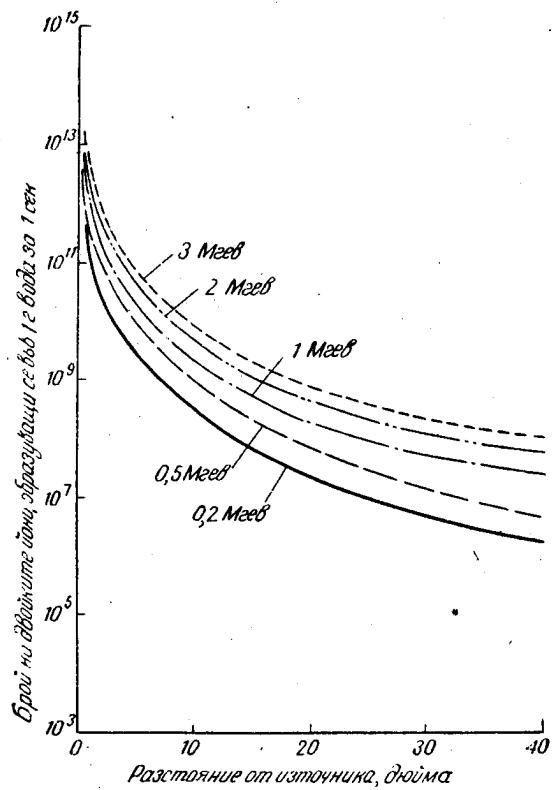
Фиг. 9. Изменение на интензивността на потока от γ -лъчи с различни енергии при преминаване през вещества с плътност, равна на единица

който предизвика десетократно отслабване за някои вещества в зависимост от енергията на γ -лъчите.

За да се определи ефектът на въздействието на γ -лъчите, е важно да се знае големината на погълнатата енергия в облъчения обект. На фиг. 9 са дадени кривите на изменение на интензивността на падащия поток γ -лъчи в зависимост от дебелината на водата и на сходните с нея вещества.

Очевидно йонизиращата способност на γ -лъчите може да бъде използвана само при въздействие върху обекти в течно или твърдо състояние. На фиг. 10 са дадени кривите, характеризиращи йонизиращата способност на γ -лъчите във вода.

Източници на γ -лъчи, които може да се използват за промишлени цели, могат да бъдат четирите класа продукти на деление: груби, полуочистени, смесени или технически чисти.



Фиг. 10. Брой на образуваните двойки иони в 1 г вода като функция на разстоянието от източник с активност 1 кюри:

Приема се, че между източника и образца има въздух

Основни изотопи, които влизат в състава на продуктите на деление и изпускат γ -лъчи, са Zr^{95} , Cf^{95} , Rh^{103} , Ru^{106} — Ro^{106} , Cs^{137} — Ba^{137} , Ce^{144} — Pr^{144} , като Ce^{144} има най-голяма мощност на γ -лъчението в период от 1 до 3 години. След 3 години основен източник на γ -лъчи става Cs^{137} , който има период на полуразпадане, равен на 33 години. След 6 години той става единствен източник на γ -лъчи сред продуктите на деление.

Изисквания, предявявани към защитата

Тъй като γ -лъчите имат висока проникваща способност, за да се предпази персоналът от облъчване, е необходима масивна защита.

Построяването на такава защита е свързано с големи разходи. На табл. 3 са дадени приблизителните дебелини на за-

Таблица 3
Дебелина на защитата срещу γ -лъчи с различни енергии¹
Енергия 1 мгев

Активност на източ- ника, <i>кюри</i>	Дебелина на защитата, <i>дюйм</i>					
	олово	желязо	алуминий	бетон (плътност 2,9)	бетон (плътност 2,4)	вода
1	1,4	2,6	6,3	5,7	7,1	17,3
10	3,0	5,0	13,4	12,2	15,0	34,3
10^2	4,5	7,4	20,1	18,5	22,6	49,2
10^3	6,0	9,4	27,0	24,8	30,7	63,8
10^4	7,5	11,6	33,9	31,1	37,4	78,0
10^5	9,0	13,9	40,6	37,4	44,9	93,7
10^6	10,4	15,9	48,8	44,9	53,9	107,5
10^7	11,9	18,3	53,5	49,2	59,4	122,0
10^8	13,5	20,4	60,6	55,5	67,3	137,0

Енергия 0,7 мгев						
	олово	желязо	алуминий	бетон (плътност 2,9)	бетон (плътност 2,4)	вода
1	1,3	2,3	5,9	5,5	6,7	15,0
10	2,8	4,3	12,6	11,4	14,2	32,3
10^2	4,1	6,6	19,7	18,1	21,7	45,3
10^3	5,5	8,7	24,8	22,8	27,6	57,9
10^4	6,9	10,6	30,7	28,0	34,3	70,9
10^5	8,3	12,6	36,2	33,1	40,6	83,9
10^6	9,8	14,6	42,1	39,0	46,5	96,5
10^7	11,1	16,7	47,2	43,3	53,1	109,1
10^8	12,6	18,7	53,9	49,6	59,8	122,0

¹ Даниите са посочени с оглед на максималната доза лъчение, допустима за човека, равна на 0,3 г на седмица (т. е. за 40 часа), и при разстояние от източника най-малко 10 фута.

щитата за източници от $1 \div 10^8$ кюри, изпускащи γ -лъчи с различни енергии. При това се предполагаше, че продуктите на деление са поставени в тръби с диаметър 3 дюйма и дължина, позволяваща да се постави в коя активен материал с посочената активност; при това се смята, че относителната активност е 1000 кюри/фунт.

Приготвяне на източника

Приготвянето на мощни източници (състоящи се от продуктите на деление) на γ -лъчи е техническа проблема, която трябва да се разреши на първо място. В това отношение най-удобно приспособление може да бъде една алюминиева тръба с поставен в нея източник на γ -лъчи, тъй като алюминият е достатъчно здрав, има малка плътност и от него може да се изработи херметически затворен контейнер, от който са изключени загубите (утечките) на активно вещество. В такава тънкостенна алюминиева тръба или тръбопровод се поглъща съвсем незначителна част от лъчението. Било-удобно да се изработват такива източници във вид на тръба със стандартен диаметър и с дължина, определяща дадената обща активност. Най-големият диаметър на тръбата ще се определи от коефициента на самопоглъщането, което ще позволи да се осигури най-ефикасно използване на γ -лъчите.

Активност на единица обем

При промишленото използване на продуктите на деление много важен фактор е концентрацията на радиоактивните материали, които се намират в масата на продуктите на деление.

Таблица 4

Зависимост на активността на източника, която се пада на 1 фут дължина на тръбата, от концентрацията на продуктите на деление

Относителна активност, кюри/фунт	Активност на единица дължина на тръбата, кюри/фут
1	50
10	500
100	5000
1000	50000
10000	500000

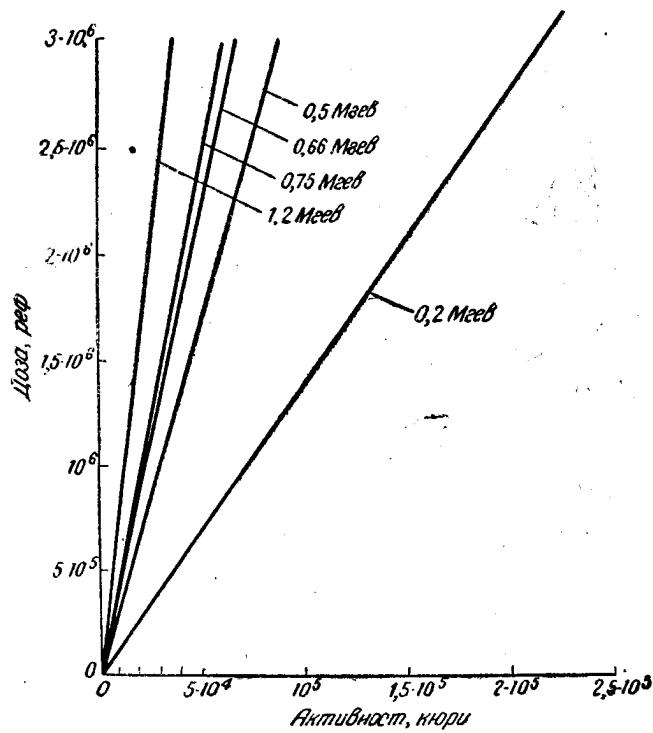
Изходни данни

Продукти на деление — соли
Приблизителна плътност — 4,0 г/см³
Вътрешен диаметър на тръбата — 3 дюйма

малка, ще се увеличи стойността на използването му, както и стойността на превозването и монтирането му.

Енергия и мощност на лъчението, изпускано от продуктите на деление

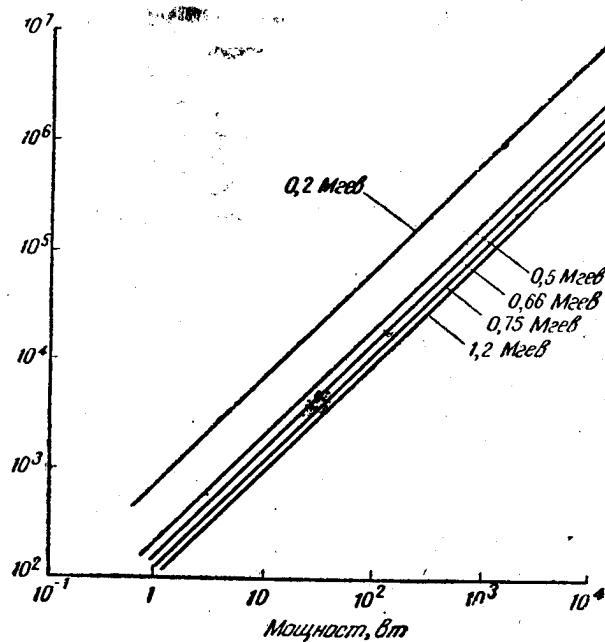
Когато оценяваме рентабилността от прилагането на продуктите на деление за промишлени цели, необходимо е да имаме данни, позволяващи да се изчислят разходите, които трябва да бъдат направени. Тъй като лъчението е източник на енергия,



Фиг. 1. Графики за преминаването от активността на източника, изразена в единица кюри, към дозата на γ -лъчение то в реф за 1000 фунта вещество, облъчвано на ден:
Коефициентът на използване енергията на γ -лъчите се приема равен на 63 % при 20-часов работен ден

който стимулира един или друг процес в облъчвания обект, бяха направени изчисления за определяне количеството радиоактивно вещество, което изпуска необходимото количество лъчение. Обикновено големината на погълнатата енергия на

лъчението във всяко вещества е прието да се изразява в единици *реф*¹ (физически еквивалент на рентгена). На фиг. 11 са дадени графики, изразяващи зависимостта между активността на радиоактивните вещества в *куори* и създаваната доза в единици *реф* при обльчване на 1000 *фунта* вещество на ден (при



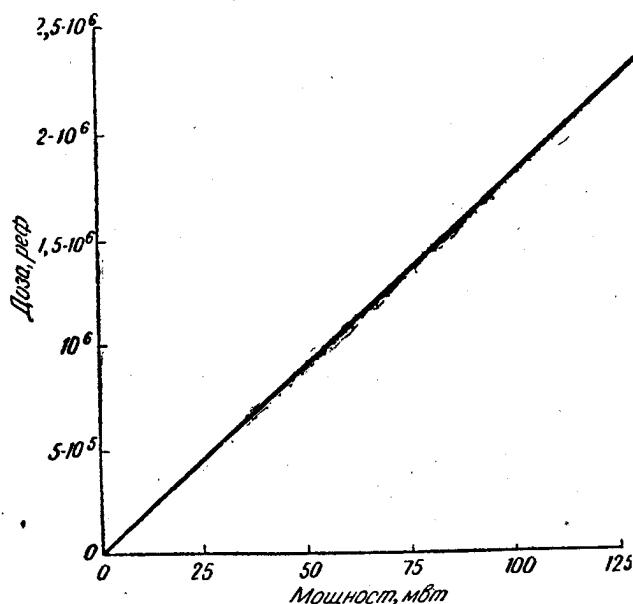
Фиг. 12. Графики за определяне мощността на γ -лъчението, изпускано от източника, в зависимост от активността на източника, изразен в *куори* (ординатна ос): Посточено е общото количество на γ -лъчението, изразявано в единици *ват*, в зависимост от активността на източника, изразена в *куори*, за γ -лъчите с посочените енергии

изчисляване на фиг. 11 общият коефициент на използване беше приет равен на 63%). С други думи, 63% от енергията на γ -лъчите, изпускати от продуктите на деление, са полезна енергия, която извършва в обльчвания обект желания ефект. Тая цифра е получена от следните съображения: 70% от енергията на γ -лъчението се погъща в обекта, в контейнера и в

¹ Рентген еквивалент физически; 1 *реф*—погъщането на 83 *ерг* лъчиста енергия от 1 г вещества. — Бел. бълг. ред.

самите продукти на деление (самопоглъщане), като 10% от тях се падат на загубите в контейнера и на самопоглъщането. По този начин 63% от общата енергия на γ -лъчите, изпусканни от продуктите на деление, се поглъща от обектите, подлагани на обльчване.

В промишлеността по-удобна единица, характеризираща източника на лъчение, е не *кури*, а мощността на лъчението.



Фиг. 13. Графика за преизчисляване в *мвт* на дозата, изразена в *редф* за 1 *фунт* материал, обльчван за 1 работен ден, равен на 20 часа

Мощността (произведението от броя на разпаданията в секунда и енергията на лъчението) може да служи като критерий за възможността за използване на изльчването за практически цели. Тъй като грубите и полуочистените продукти на деление изпускат γ -лъчи с различни енергии, не е възможно даденото количество *кури* да се съпостави с някаква напълно определена енергия на γ -лъчението. Следователно, за да знаем какво количество продукти на деление ще бъде необходимо за промишлени нужди, по-подходяща единица мярка за изльчването би била *вт*, а не *кури*. На фиг. 12 са дадени графиките за

преминаване от активността на радиоактивното вещество, изпускащо лъчение с различна енергия, към мощността на лъчението.

На фиг. 13 е дадена графиката за преизчисляване на дозата от единици $re\phi$, която се пада на единица тегло от веществото, облъчвано за 1 ден, в мощност, изразена в mvt .

За промишлеността, която получава продукти на деление, е важно да се знае какво количество енергия на лъчението може да бъде получено за времето на използване на източника. Радиоактивните продукти на деление, които имат къс период на полуразпадане, биха могли да осигурят голяма мощност на лъчение, но само за късо време; по такъв начин общата енергия, достъпна за използване, би била малка. Следователно големината на полезно използванията енергия, измервана във vth , е важен фактор при определяне ефикасността на източника. Кривите, дадени на фиг. 5 и 6, показващи относителното изменение на мощността на лъчението на продуктите на деление с течение на времето, са удобни при определяне годността на лъчението на продуктите на деление за различни интервали от време.

На фиг. 14 се дават диаграми, характеризиращи общата енергия, която може да бъде получена от всеки от основните продукти на деление за посочени интервали от време. По-удобно било ефикасността на продуктите на деление да се изразява във vth , отколкото в $k\mu r$.

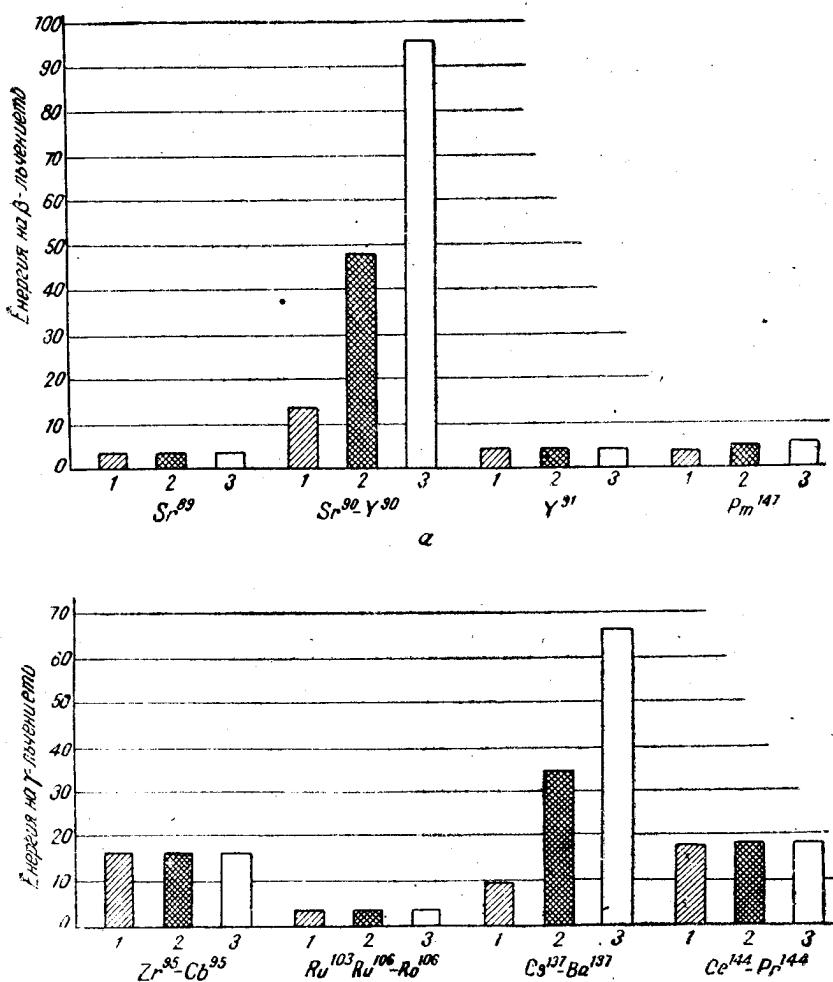
От фиг. 14 следва, че от продуктите на деление, периодът на полуразпадане на които е по-малък от една година, може да се получи значителна енергия. Но тъй като при използване на радиоактивни материали с къс период на полуразпадане ще трябва източникът да се обнови, за да не се изменя интензивността на лъчението му, трябва да се вземат под внимание допълнителните разходи за превозване и обработване на допълнителните количества радиоактивни вещества.

СТУДЕНА СТЕРИЛИЗАЦИЯ НА ЛЕКАРСТВАТА,
МЕДИЦИНСКИТЕ ПРЕПАРАТИ
И ХРАНИТЕЛНИТЕ ПРОДУКТИ

Промишлена ценност на студената стерилизация
и граници на приложимостта ѝ

Възможността за унищожаване на живите организми под въздействие на лъчението открива широки перспективи за промишлено приложение на продуктите на деление. Предимството на промишленото приложение на радиоактивните вещества се съ-

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8



Фиг. 14. Диаграма на енергията на β - и γ -излучението, изпускано от различни продукти на деление:

а — Енергия на β -излучите, изпускати от продуктите на деление; б — енергия на γ -излучите
Всяко стълбче представлява енергията, излъчвана в следните интервали от време:
1—6 мес. \div 5 год.; 2—6 мес. \div 20 год. 3—6 мес. \div 50 год. Енергията е изразена в
 10^{-3} еВч на 1 вт мощност на реактора при 180-дневна непрекъсната работа

стои в това, че лъчението, като убива живите организми, същевременно не причинява значително повишение на температурата на обработвания материал. По такъв начин бързоразвалащите се продукти, при които стават нежелателни физически и химически изменения през време на топлинното обработване, могат да се подлагат с успех на радиационна обработка или на студена стерилизация.

Тъй като цената на студената стерилизация е сравнително висока, тя не трябва да се прилага при такива продукти, които не се развалят при топлинно обработване. Но промишленото приложение на продуктите на деление за стерилизация може да има големи предимства в сравнение с метода на топлинното обработване. При това се създават възможности за получаване на нов, по-висококачествен продукт за заменяне на скъпия процес на обработване с евтин или за заменяване на процеса на обработване, който днес е незадоволителен.

В дадения раздел ще бъдат обсъдени перспективите за промишлено приложение на продуктите на деление, основано на биологичен ефект, предизвикан от β - и γ -лъченията. Същевременно ще бъде разгледана стерилизацията на лекарствата, на фармацевтичните и медицинските препарати, както и на хранителните продукти, по-нататък — повърхностната стерилизация или пастеризирането, основана на използването на β -лъчи, и най-сетне — унищожаването на паразитите. Предлаганите специфични начини на приложение на лъченията се оценяват от гледище на техническата и икономическата възможност за осъществяването им.

Състояние на техническите знания и други общи съображения

Отдавна е известно, че под въздействието на йонизиращи лъчения живите организми загиват. Изясняването на възможността за стерилизация с помощта на генератори за лъчение доведе до разработването на цяла програма за научноизследователските работи за установяване на необходимото количество лъчение и на другите въпроси, отнасящи се до стерилизацията на биологичните системи. Повечето изследвания се правеха с цел да се установи възможността за използване на електрони с големи енергии, получавани с помощта на генератори.¹ Резул-

¹ На стерилизацията с помощта на рентгеновите лъчи се отделяше малко внимание, тъй като в генераторите е трудно да се получат мощнни потоци на лъчение.

татите от работите на много групи, които се занимаваха с въпроса за установяване на количеството лъчение, необходимо за унищожаване на изследваните организми, обикновено си сходжат. Установено е, че пълната стерилизация (унищожаването на всички присъстващи организми) на повечето продукти, изучавани днес, може да бъде осъществено с катодни или рентгенови лъчи, чиято доза е 2 000 000 *rebf*. Между дозата лъчение, необходима за стерилизация на дадена система, и количеството присъстващи в нея организми не съществува пряка пропорционалност. За да се стерилизира силно замърсен продукт, е необходимо малко количество допълнително лъчение.

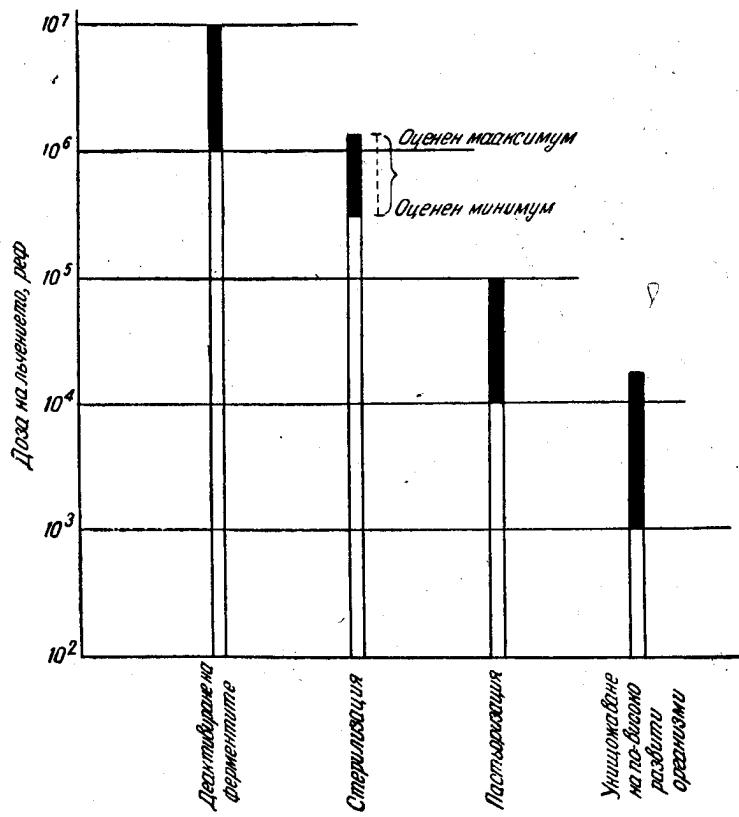
За да се унищожи по-голямата част (повече от 90% и по-малко от 100%) организми, присъстващи в системата, е необходимо значително по-малко лъчение, отколкото за стерилизация. Например пастьоризирането на млякото може да бъде осъществено под въздействието на лъчение, чиято доза е 100 пъти по-малка, отколкото е необходимо за стерилизация.

На фиг. 15 е дадена диаграма, характеризираща биологичния ефект на различни дози лъчение. Тези данни бяха приблизително изчислени въз основа на редица публикувани изследвания.

При стерилизация или обработка чрез лъчение възниква специфична техническа проблема, свързана с появяването на странични химически ефекти. Те се изразяват в появяването на нежелателна миризма в много продукти. Но тая проблема може да бъде решена по различни начини. Изучаването на много хранителни продукти показва, че появяването на тия нежелателни странични ефекти може да бъде предотвратено с успех, например като се използват противокислители и обльчването се прави при ниски температури. Обаче общата методика, позволяваща тая проблема да се реши задоволително, засега още не е разработена; затова е необходимо да се изучават паралелно и биологичните свойства на самите продукти, за да се определят най-добрите средства за отстраняване на неблагоприятните странични ефекти.

Бета- и гама-лъчите, изпусканни от продуктите на деление никога още не са се изучавали от гледище на унищожаване на организмите. Затова при оценка на възможността за приложение на тия лъчения в промишлеността не можем да се позовем на непосредствени експериментални данни за биологичните ефекти, възникващи при обльчване с продукти на деление. Можем обаче да направим пряко сравнение между биологичното въздействие на β - и γ -лъчите, изльчвани от продуктите на деление,

и катодните и рентгеновите лъчи, притежаващи същите енергии, тъй като между катодните и γ -лъчите със същата енергия няма никаква разлика, а между рентгеновите и γ -лъчите разликата е незначителна.



Фиг. 15. Диаграма, характеризираща какви дози лъчение са необходими за различна биологична обработка на продуктите

За разглеждания биологичен обект трябва да се определи общата доза лъчение, която е необходима, за да се изпълни поставената задача, като леталният (смъртоносният) изход почти не зависи от времето, през което е била зададена необходимата доза лъчение. Следователно, ако за стерилизацията са необходими 2 000 000 реф, продуктът може да се облъчва по-

малко от 1 секунда или повече от 1 час, като това няма да окаже значително влияние върху резултатите от стерилизацията. Количество материал, което може да бъде обработено за единица време при дадена доза лъчение, се определя от количеството радиоактивно вещество, необходимо за изпълнението на дадена задача.

Като разглеждаме възможностите за стерилизация на някъв продукт, необходимо е да вземем под внимание последователността на технологияния процес. Стерилизацията след опаковането отстранява възможността за замърсяване на продукта след обльчването. Тъй като γ -лъчите имат голяма проникваща способност, е възможно да се осъществи стерилизация на продукта след неговото опаковане. Обаче при такъв начин на стерилизация самият контейнер ще погълща част от γ -лъчите, като по този начин ще намалява коефициентът на използване на лъчението. Но като се подберат опаковъчни материали, които погълнат минимално количество лъчение и същевременно са достатъчно здрави, за да се окажат удобни за изработване на тънкостенни леки контейнери, можем да постигнем незначително намаляване на коефициента на използване на лъчението. За всеки биологичен продукт, чиято стерилизация трябва да се извърши преди опаковането, ще трябва да се вземат редица предпазни мерки и да се приложат скъпи антисептични методи. Освен това и в този случай винаги трябва да се проверява окончателният продукт чрез отваряне на контейнера, тъй като винаги има известна възможност стерилизираният продукт да се замърси при опаковането.

Поради малката проникваща способност на β -частитеците тяхното промишлено използване за унищожаване на живите организми би се ограничавало само с повърхностна обработка на материалите. Пригответянето на мощни източници на β -лъчи е свързано с големи трудности и изисква разходи на много средства;eto защо за такива цели е по-целесъобразно да се използват електроннолъчеви тръби. Потенциално γ -лъчите ще намерят по-широко универсално приложение, тъй като притежават по-голямо летално въздействие върху обектите, отколкото β -лъчите. Благодарение на голямата проникваща способност на γ -лъчите размерите на обльчваните обекти могат да достигат до 30 см в диаметър.

Стерилизация на лекарствата, фармацевтичните и медицинските препарати

Една от най-обещаващите области на потенциално приложение на продуктите на деление в широки промишлени мащаби е стерилизацията на бързоразвалащи се лекарства, фармацевтични и медицински препарати.

При опаковане на някои от тия бързоразвалащи се продукти е трудно да се осигурят необходимите условия на стериност. Това обуславя висока стойност на изготвянето и големи загуби на продукта.

Предполага се, че стерилизацията чрез облъчване може да бъде приложена за всички бързоразвалащи се лекарствени продукти.

За да се покаже целесъобразността на стерилизацията чрез облъчване, беше направена предварителна оценка на стерилизацията на пеницилина чрез лъчение, изпускано от продуктите на деление.

Стерилизация на пеницилина

Днес пеницилинът се изработка в големи количества и се продава главно във вид на новокайно-пеницилинова сол. Съществуващите начини на стерилизация на този продукт са трудни и скъпи. За да се задоволят изискванията за стерилен, се прилагат скъпи антисептични методи и скъпи механични и химични средства. Но дори тези предпазни мерки не гарантират 100-процентна стериленост. Крайният продукт трябва старательно да се проверява чрез отваряне на част от ампулите, което води до големи загуби.

Както бе посочено по-горе, стерилизацията на пеницилина в широки промишлени мащаби може да се извършва с помощта на γ -лъчение от продуктите на деление.¹

Изходни данни на технологическия процес

Дозата лъчение, необходима за стерилизацията, е 2 000 000 реф.

Производителността е 100 ампули за 1 мин. при 20-часов работен ден.

¹ Brasch, Huber, Friedeman, Traub, Action of High Intensity Electrons on Biological Objects, Proceedings of the Rudolf Virchow Medical Society in New York, vol. VIII (1949).

Опакован продукт. Всяка стъклена ампула съдържа 10 дози новокайнно-пеницилинова сол (1 500 000 оксфордски единици), общото тегло на опаковката е 40 г.

По този начин при посочената производителност (100 ампули за 1 мин.) може да се обработят 4000 г за 1 мин., или 10 600 фунта за 1 ден.

Източник на излъчване. От фиг. 11 следва, че за тия цели е необходим източник с активност 500 000 кюри (като се изхожда от производителност, представляваща 10 000 фунта стерилизирано вещество за 1 ден).

Изисквания, предявявани към методиката

Като извършим предварително изчисление на процеса на стерилизация, трябва да предвидим изпълнението на следните изисквания:

1. Съоръженията трябва да бъдат конструирани така, че да могат лесно да се монтират и инсталират, при което за обслужващия персонал трябва да бъдат осигурени безопасни условия на работа.

2. Трябва да бъде предвидена възможността за безопасно обслужване и ремонтиране на уредбата.

3. Обслужващият персонал трябва да бъде защищен срещу лъчението.

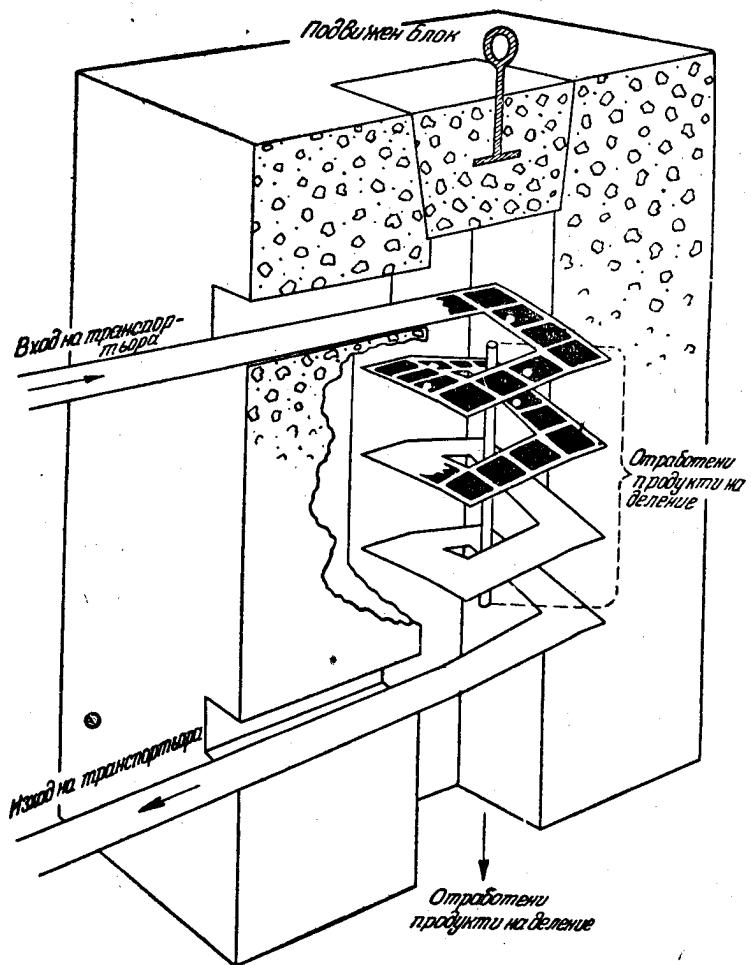
4. Процесът на стерилизация трябва да бъде непрекъснат, да се провежда с постоянна скорост и лесно да се контролира.

Бяха проведени предварителни изчисления на уредбата и старателно обсъдени изброените по-горе изисквания. Това беше направено, за да се определи такъв процес, ще бъде ли икономичен и трябва ли да се проверят опитно всички предположения, относящи се до неговото осъществяване.

Конструкция

Уредбата за стерилизация, схематичният чертеж на която е показан на фиг. 16, бе приета за основа при разработване на технологичния процес. Конструкцията ѝ отговаря на всички горепосочени изисквания.¹

¹ Описанието на конструкцията на построената уредба за стерилизация, заредена с продукти на деление с активност 2000 кюри, вж. в Nucleonics, 12, 14 (1954). — Бел. рус. ред.



Фиг. 16. Схема на уредба за стерилизация

Безопасност

В съответствие с изискванията за безопасността, установени от Комисията по атомна енергия, максималната пределно допустима доза е $0,3 \text{ r}$ за 40-часова работна седмица. По този начин работникът, обслужващ стерилизационната уредба 40 часа на седмица, ще получава по-малко от $0,3 \text{ r}$ лъчение. Като строителен материал беше избран бетонът, тъй като той е по-евтин от стоманата и оловото. Беше определено, че за да се осигурят безопасни условия на работа, дебелината на бетона трябва да бъде 4 фута.

Процес на обработване

По транспортър ампулите с пеницилин ще се пропускат през тунел и ще се отнасят на голямо разстояние от него. При това пропускателната способност ще бъде 100 ампули за 1 мин.

За да се използва най-ефикасно лъчението и да се сведат до минимум нежелателните химически странични ефекти, всяка ампула трябва да получава еднаква минимална доза лъчение, необходима за стерилизиране на пеницилина. Това може да бъде изпълнено, ако върху всяка ампула при преминаване през тунела въздействува доза от 2.10^6 reff . Облъчваният материал, поставен върху транспортърната лента, влиза в уредбата отгоре и слизайки, обикаля около източника, който се състои от продукти на деление, като вече в стерилизиран вид попада в камерата приния изход. Транспортърът е конструиран така, че през уредбата за 1 мин. може да минават 100 ампули с пеницилин. Ампулата се обръща във всеки ъгъл на тунела и по такъв начин се облъчва равномерно от всички страни в продължение на равни интервали от време. Проникващата способност на γ -лъчението на продуктите на деление е такава, че се осигурява приблизително равномерно (по дебелина) облъчване на всяка ампула.

Установено е, че под действието на интензивно лъчение стъклото обикновено потъмнява. Може да се изработи стъкло, което незначително се влияе от въздействието на лъчението, но изменението на цвета на стъклото има и известни предимства. Степента на намаляване на прозрачността на стъклото (потъмняването) е пропорционална на количеството лъчение, получувано от всяка ампула. Чрез просто колориметрично измерване на стъклените ампули може да се определи големината на получената доза и следователно да се контролира стерилеността на

продукта. С времето степента на потъмняване на ампулата намалява и към момента на получаването ѝ от потребителя по външен вид тя ще стане прозрачна (опушена). Смята се, че потребителят може да контролира стерилеността на продукта по външния вид на ампулата.

Строителство и монтаж

Описаната уредба може да се построи по обикновен начин. Горната запушваща пробка трябва да бъде отлята отделно и се поставя отгоре дистанционно с управляван кран. При монтирането радиоактивните продукти на деление трябва да бъдат пренесени от контейнер и монтирани в определено положение в агрегата с помощта на кран. Тая част от работата трябва да се извърши от лица, които имат опит в манипулирането с радиоактивни вещества с големи активности. Разпадналите се продукти на деление, които не осигуряват ефикасно лъчение, могат да бъдат свалени в долната част на уредбата, ако е възможно, в канал с вода, където ще се опаковат за по-нататъшното им превозване.

Обслужване и ремонт

Единствените подвижни части на уредбата са транспортърните ремъци. Транспортърният агрегат е конструиран така, че може лесно, без да се демонтира, да се извежда от тунела, без при това персоналът да се подлага на прекомерно облъчване. Вместо отстранения за ремонт транспортър може да бъде монтиран запасен.

За да се поддържа производителността на агрегата на постоянно ниво, радиоактивният източник трябва да се попълва един път в годината. Пълненето на уредбата с допълнителен радиоактивен материал трябва също да се извърши от опитен обслужващ персонал. За една година ще се разпадат 20%¹⁸⁷Cs, който има период на полуразпадане, равен на 33 години. Следователно всяка година в уредбата трябва да се добавя 20 000 кюри радиоактивен материал.

Икономика

Днес е трудно да се оцени стойността на капиталните вложения и на експлоатационните разходи за уредба, която още не е конструирана. Обаче целесъобразно е да се направи дори груба оценка на стойността, за да се определи икономическата

осъществимост на проекта, ако само може да се докаже правилността на основните технически предположения, които се нуждаят от проверка. По-нататък оценката може да бъде направена при практическо промишлено приложение на продуктите на деление чрез определяне на разходите и сравняване с получените резултати.

Бяха изчислени капиталните вложения и експлоатационните разходи за пеницилиновата уредба, описана по-горе. Тези изчисления трябва да се разглеждат само като предварителни и приблизителни, необходими само за определяне целесъобразността на по-нататъшните изследвания.

Капитални вложения

Капиталните вложения може да се подразделят на следните основни видове разходи (разходни пера): а) за продукти на деление; б) за стерилизационна уредба; в) за допълнителни съоръжения.

а) Продукти на деление. Изчислението е основано на предположението, че се използва източник (с активност 500 000 кюри) или като C_s^{187} , или като продукти на деление с петгодишка възраст.

Концентрираните продукти на деление, които дават същото количество γ -лъчения, както и C_s^{187} , е възможно да бъдат по-евтин източник. Но радиоактивното вещество трябва да бъде достатъчно „старо“, че количеството радиоактивен материал, което се разпада за 1 година, да не влияе значително върху производителността на уредбата. Използването на „младо“, бързо разпадащо се вещество вероятно би било много скъпо, тъй като ще трябва често да се добавят големи количества допълнителни продукти на деление, като по този начин се увеличават разходите за превоз, приготвяне на източника и експлоатация.

Тъй като досега не е извършено подробно изследване на стойността на технологията процес на обработка и разпределение на продуктите на деление за промишлено използване, тук ще дадем приблизителните оценки, получени от Стенфордския научноизследователски институт. Разходите, свързани с приготвянето на източника и с доставянето на полуочистени продукти на деление към уредбата за стерилизиране на пеницилина, се приемат равни или на 2 долара, или на 0,2 долара за 1 кюри.

Общата стойност на източника на лъчение, приета за уредбата, е 1 000 000 долара (500 000 кюри, по 20 долара за 1 кюри) или 100 000 долара (500 000 кюри, по 0,2 долара за 1 кюри).

б) Стерилизационна уредба. Стерилизационната уредба се състои от голям бетонен блок с тунел, транспортърни съоръжения и горна подвижна секция. Общата стойност на уредбата се оценява на 35 000 долара.

в) Спомагателни съоръжения. Спомагателните съоръжения на уредбата за стерилизация на пеницилина с γ -лъчи ще се състои главно от дозиметрични уреди, контролиращи изработването на продукцията и стерилизацията. Желателно би било уредбата да се снабди и с други уреди, например за колориметрично изprobване на стъклените ампули. Общата стойност на спомагателните съоръжения ще бъде приблизително 20 000 долара.

Основен вид капитални вложения е стойността на продуктите на деление дори в случай на предполагаема по-ниска стойност на продуктите на деление (0,2 долара за 1 кюри).

Сравняване стойността на съществуващите начини на стерилизация със стойността на стерилизацията с γ -лъчи

Интересно е да сравним стойността на стерилизацията на пеницилина с γ -лъчи със стойността на съществуващите начини на стерилизация; това ще позволи да оценим изгодите, които дава новият метод на стерилизация.

Стойността на съществуващите методи на стерилизация и на методите за контролиране се оценява приблизително на 5 000 000 долара годишно. Като вземем под внимание, че през 1950 г. бяха изработени 429 000 фунта пеницилин, съществуващата му стойност е приблизително 15 долара за 1 фунт. Ако цялата тая продукция се произвежда в ампули, съдържащи 10 дози новокаино-пеницилинова сол, стойността на стерилизацията на една отделна ампула би била приблизително 3,5 цента, което е $5 \div 14$ пъти повече от стойността на стерилизацията на 1 ампула пеницилин с помощта на продукти на деление (тя е $0,25 \div 0,20$ цента, ако само нашите изходни данни са правилни). По този начин стерилизацията на пеницилина с γ -лъчи не само би била значително по-икономична в сравнение със съществуващите начини на стерилизация, но и би била по-удобна от гледище на осигуряване на стерилността на всяка опа-

ковка. Стерилизацията с γ -лъчи има освен това и други икономически предимства, тъй като се опростява самата методика на стерилизацията. Извънредните предпазни мерки, които обикновено се спазват при съществуващите методи на стерилизация, може до известна степен да бъдат смякчени, тъй като биологичните замърсения винаги ще бъдат отстранени при окончателната опаковка. Трудно е да установим каква ще бъде стойността, но производителите, доставящи пеницилина, смятат, че икономията от това би била значителна.

Необходимост от изследвания

Разработката на начините на стерилизация на пеницилина е основана върху предположения, които не са били проверени и потвърдени чрез опит. За да се разработи конструкцията на уредбата за стерилизация на пеницилина с γ -лъчи, трябва да се извърши голяма работа. Освен изследванията и усъвършенствуванията, свързани с възможно промишлено използване на продуктите на деление (например с изготвянето на херметични опаковани източници или с проблемата за превозването), трябва основно да се изучи процесът на стерилизация на пеницилина.

Разработването на метода на стерилизация на пеницилина чрез лъчение се състои от няколко етапа. Най-важни от тях са следните:

- 1) определяне количеството лъчение, необходимо за стерилизиране на продукта;
- 2) определяне степента на развитие на страничната химическа реакция (определяне степента на възможната токсичност или определяне степента на намаляване на биологичната активност);
- 3) предварително изчисляване и проектиране на уредбата за стерилизация, предназначена за потребителя;
- 4) изчисляване на разходите и икономическа оценка на предлаганата уредба;
- 5) изчисляване, конструиране и експлоатиране на опитната уредба за обработване на малки количества материал;
- 6) преоценяване на икономическите разходи въз основа на данните от опитната уредба;
- 7) окончателно проектиране на промишлената уредба.

Всеки етап трябва да бъде старателно разработен. Необходимо е предварително точно да се знае какви са запасите от продукти на деление и каква е стойността им, от какво е обу-

словено изпълнението на четвъртия и следващите стадии. В този случай, ако продуктите на деление не могат да бъдат получени в най-близко бъдеще, изследването би могло да се извърши с помощта на мощен източник от Со⁶⁰.

Стерилизация на други медикаменти и медицински принадлежности

Продуктите на деление може да са използват не само за стерилизаций на пеницилина, но и на други медикаменти, произвеждани от фармацевтичната промишленост. Стерилизацията на пеницилина беше разгледана подробно, за да покажем, че същата методика може да бъде използвана и за стерилизация на други вещества.

Бяха предложени голям брой възможни начини за използване на продуктите на деление за обработване на фармацевтични препарати. Във всеки случай лъчението, изпускано от продуктите на деление, се използва за стерилизация на продуктите, чувствителни към топлината. Към тях спадат антибиотиците, хормоните, витамините, ферментите, антителата, плазмата и други фракции на кръвта, етерните масла, настойките и разтворите.

Продуктите на деление могат да бъдат използвани в биологията, например за приготвяне на ваксини. Бяха извършени експериментални работи за изучаване на влиянието на електроните с големи енергии върху противобесните ваксини. Резултатите от опитите показват, че в процеса на приготвяне на силно действуващи ваксини е много удобно да се прави обработка чрез облъчване, тъй като то действува избирателно върху нуклеиновата киселина, а начинът на обработване не зависи от средата и температурата. Беше установено, че облъчената вакцина, употребявана за имунизация, действува много по-ефикасно от ваксината, обработена по обикновени методи. Облъчването може да измести химическите начини за деактивиране на вирусите при приготвянето на ваксините.

Пред промишлеността, изготвяща медицински препарати, възниква проблемата за производство и разпределение на голямо количество бързо развалящи се продукти. Към тях спадат превързочните средства, конците за зашиване на раните, предметите за санитарна хигиена (марля и памук) и т. н. Най-подходящи за студена стерилизация са конците за зашиване на раните. Тяхното стерилизиране е много трудно, тъй като конди-

те са твърде чувствителни към топлината. Поради това, че съществуващите методи на стерилизация не са съвършени, окончателният продукт се подлага на проверка, в процеса на която той се разрушава.

Стерилизация на хранителните продукти

Привлекателната перспектива за използване на продуктите на деление за стерилизация на хранителните продукти, което е тяхно най-широко приложение, е свързана със способността на лъчението да убива микроорганизмите, които предизвикват разваляне на хранителните продукти. Освен това трябва да вземем под внимание и допълнителния фактор, който причинява разваляне на хранителните продукти: действието на ферментите, които представляват сложни органични съединения, ускоряващи протичането на химическите процеси в храната. Изменението на вкуса, външния вид, миризмата и качеството на хранителните продукти може да се предизвика от действието на ферментите. Тъй като размерите на микроорганизмите, които развалят хранителните продукти, са сравнително големи, те се унищожават по-лесно от ферментите. Но тъй като ферментите представляват големи и сложни молекули, тяхната дейност може да се парализира чрез облъчване, без да се оказва вредно въздействие върху повечето молекули на хранителния продукт. Въпреки това в много продукти, особено нежните на вкус, ще се появява неприятен вкус дори ако само съвсем незначителна част от общия брой молекули бъде разрушена под въздействие на лъчението. Сега се правят широки изследвания, за да се намерят начини да се предотвратява неприятният вкус, който се появява в продуктите в процеса на обезвредяване на ферментите чрез облъчване.

Има няколко технически начина, които може да се използват за разрешаване на проблемата за предотвратяване появяването на неприятния вкус. Специалистите в тая област смятат, че при достатъчно време и при правилно провеждане на научните изследвания може да се постигне задоволително разрешаване на тая проблема. Обаче стойността на изработката на висококачествени хранителни продукти, стерилизирани чрез облъчване, не е известна и затова днес не може да бъде направено никакво заключение относно икономиката на стерилизацията на хранителните продукти по тоя начин. Затова се смята, че пласментът на продукти на деление, предназначени за

стерилизация на храната чрез облъчване, е дело на далечно бъдеще (с изключение на стерилизацията на специални хранителни продукти, при която още може да се оправдае високата стойност на уредбата).

Стерилизация на месото

Собствениците на фирмии за доставка на месо смятат, че месото, което може предварително да бъде опаковано в херметичски затворен контейнер и след това стерилизирано, би имало голямо търсене както на военния, така и на граждансия пазар. Такива продукти може да се пазят дълго, без да трябва да се замразяват, а удобният начин на обработване и приготвяне би изключвал възможността за бактериологично заразяване на месото. Такъв продукт почти винаги би имал вкус на пресен продукт. Икономическите изгоди на този метод се състоят в ниската стойност на такава обработка. Те могат да бъдат оценени чрез приблизително изчисляване на количеството продукти, нуждаещи се от замразяване и бързо транспортиране. Продажната цена на обработените по този начин месни продукти би била малко по-висока, тъй като могат да се пазят дълго време.

Стерилизация на пресни плодове

Почти всички пресни плодове се развалят бързо. Много от тях не могат дори дълго да стоят в магазина. Някои плодове са толкова нежни, че не могат да се превозват и затова се използват само в ония места, където растат. А има и такива, които макар и да се смятат за по-бавно развалящи се, може да се пазят само твърде кратко време дори в замразен вид. Стерилизацията на опаковани плодове чрез облъчване очевидно ще се окаже много полезна и затова отпада нуждата да се извърши стерилизация чрез нагряване. При това, когато се нагряват, у плодовете често се появява нежелателен вкус и се изменя качеството им.

Можем да оценим икономическите предимства на стерилизацията на опакованите пресни плодове. За тази цел трябва да бъде оценена нуждата от бърз транспорт и от хладилни транспортни средства. Би могло да се намалят загубите на търгуващите организации и на потребителя поради разваляне. Към другите предимства на стерилизацията чрез облъчване трябва да отнесем възможността да имаме пресни плодове през всич-

ки годишни времена и в такива местности, където те по-рано не са се изпращали. Но при стерилизацията чрез облъчване трябва да бъдат разрешени техническите проблеми, свързани със запазването на вкуса, качеството и цвета на пресните плодове. Проблемата за деактивиране на ферментите също е свързана с необходимостта да се провеждат значителни изследвания. Следващата проблема е свързана с това, че пресните плодове, както и много други хранителни продукти се берат само през къс период от време. Беше предложено радиоактивният източник да се премества от един район в друг в съответствие с времето на събиране на реколтата; това ще позволи да се увеличи коефициентът на полезното използване на продуктите на деление.

Стерилизация на пресни зеленчуци

Стерилизацията на пресни зеленчуци е друг голям потенциален пазар за пласмент на продуктите на деление. Обикновено консервираните зеленчуци се стерилизират чрез нагряване. При това често вкусовите качества на зеленчуците толкова се изменят, че търсенето им много намалява.

Стерилизация на напитките

Напитките са друга група хранителни продукти, които имат голямо търсене. Студената стерилизация на много напитки би позволила да се получат значителни изгоди. Полезно би било този начин да се прилага за обработване на млякото, плодовите соусове и дори бирата.

Стерилизация на различни бързоразвалащи се хранителни продукти

Много бързоразвалащи се хранителни продукти биха могли да получат широко търсene сред потребителите, ако би могло да се пускат на пазара стерилни продукти, добре опаковани и запазили добри вкусови качества. Една от най-обещаващите групи от продуктите, която е целесъобразно да се подлага на студена стерилизация, би било тестото, приготвяно като полуфабрикат за печене от него на кейкове, бисквити, кифли, хляб, пържени пирожки, „блини“, домашни сладки, вафли и т. н. Днес тия продукти се приготвяват като полуфабрикати в сух или замразен вид.

Повърхностно обработване на хранителните продукти

Обсъжданите по-рано възможни начини за промишлено използване на радиоактивните лъчения благодарение на тяхното биологично действие се отнасят главно за γ -лъчите. Но във-въпреки малката проникваща способност на β -лъчите те също могат да се използват за тия цели. Тъй като β -частиците, изпускані от продуктите на деление, се погълват в първите няколко милиметра твърдо или течно вещество, е възможно да се обезвредяват микроорганизмите в повърхностните слоеве на хранителните продукти. Тъй като развалянето на продуктите обикновено започва от повърхността, по която се създават благоприятни условия за размножаване на микроорганизмите, то чрез повърхностна стерилизация може да се удължи срокът за запазване на хранителните продукти. Тоя начин би бил особено подходящ за обработване на продукти с дебела или твърда кора.

Най-целесъобразно е на повърхностна обработка да се подлагат такива продукти, които предварително се опаковат в амбалаж от пластмаса или хартия. При опаковане на пресни продукти в амбалаж от пластмаса се създават условия за висока влажност, които са идеални за растежа и размножаването на микроорганизмите. Освен това ако продуктът се развали, обикновено пропада цялата опаковка. Чрез повърхностно обработване с β -лъчи може да се обезвредят всички или по-голямата част от микроорганизмите, като по този начин се удължава срокът на запазване на предварително опакованите продукти. Ако продуктите се пазят в нехерметическа опаковка, тяхната повърхност е подложена на ново заразяване с микроорганизмите; затова повърхностното обработване чрез облъчване няма да даде необходимия ефект.

Изглежда целесъобразно да се подлагат на повърхностно обработване следните хранителни продукти: домати, ябълки, праскови, пъпеши, царевица, орехи, яйца, краставици, грозде и портокали. Тъй като продуктът не се стерилизира изцяло, а ферментите не се дезактивират, времето за запазване на тия продукти може да бъде увеличено максимално само с няколко седмици.

Изследванията показваха, че пъпешите, прасковите, крушите и царевичните мамули, обработени с катодни лъчи, може да се запазят няколко седмици при стайна температура. Необработените продукти започват да се разлагат след няколко дни.

Както бе посочено по-горе, много е трудно от продуктите на деление да се изработи мощн източник на лъчение, изпускащ само β -частици. Вероятно разходите, свързани с приготвянето на такива източници, биха били много големи. Същевременно електрони с големи енергии могат да се получат от генератори. Следователно може да се окаже, че стойността на повърхностното обработване чрез облъчване, изпускано от продуктите на деление, ще бъде по-голяма, отколкото при използване на генератор за получаване на катодни лъчи.

Унищожаване на паразитите

Известно е, че по-сложните организми, облъчени с дози β -или γ -лъчи, значително по-малки от леталните, губят способността да се размножават. Това позволява да се обработват продуктите, заразени от насекоми и други паразити, като се подлагат на облъчване с дози, значително по-малки от леталните. Дори може да се окаже по-икономично веществото, заразено от насекоми, да се подлага на обработване два пъти, вместо да се облъчва еднократно с доза, достатъчна да се убие яйцето.

Днес имаме малко сведения под въздействието на какви дози лъчение различните организми губят способността да се размножават. Следователно трудно е да се правят каквото и да било предположения относно потенциалните възможности за практическо използване на лъчението за тия цели. Към веществата, чиято обработка по този начин може да бъде целесъобразна, спадат пшеницата, царевицата, оризът и други житни растения, бобовите растения, както и брашното, орехите, подправките и растителните екстракти. Общо взето, тия продукти са евтини, затова много високата стойност на допълнителното им обработване чрез облъчване може да се окаже нерентабилна. Но пазенето на тия продукти е свързано с много големи загуби, поради което дадената проблема заслужава сериозно внимание.

АКТИВИРАНЕ НА ХИМИЧЕСКИТЕ РЕАКЦИИ

Увод

При въздействие на лъчението във веществото възникват някои явления, свързани с поглъщането на енергията на лъчение (нагряване на веществото или разрушаване на молекулите). Разрушаването на молекулите или образуването на свободни

радикали под въздействие на лъчението може да стане основа за друго потенциално използване на продуктите на деление, тъй като свободните радикали могат да образуват нови молекули и следователно нови химически съединения.

Всички възможни начини за използване на продуктите на деление за тези цели са разработени въз основа на теоретични заключения. Не бяха намерени никакви възможности за промишлено използване на химическите реакции, ставащи под действие на лъчението, които бяха открити в резултат на изследване и които, както е известно, трябва да бъдат изследвани подробно. Беше установено, че някои от най-големите химически компании ще проведат големи експериментални изследвания в областта на радиационната химия. Промишлената тайна не позволя да публикуваме в тоя отчет получените резултати. Затова в дадения раздел ще бъдат посочени само онези основни промишлени възможности за прилагане на продуктите на деление, които, както се оказа, съществуват в областта на радиационната химия.

Технически предпоставки

Бяха направени много изследвания, посветени на въпроса за въздействието на лъчението върху различни вещества; обикновено всички те се отнасяха до намирането на методи за предотвратяване на нежелателните химически ефекти. В процеса на работа бяха получени много сведения за свободните радикали, образувани при въздействие на радиоактивните лъчения. Обаче за намирането на химически реакции, които биха могли да имат промишлена ценност, беше отделено много малко внимание.

Химическите реакции, възникващи при облъчване само с големи дози, могат да имат практическа ценност само при получаване на скъпи специализирани химически препарати. Най-голям интерес представляват реакциите, които възникват при наличността на малък брой свободни радикали по отношение на общото количество получаван продукт. Тези реакции могат да се нарекат верижни; в този случай енергията на лъчението би играла ролята на „пускова“ енергия, необходима за начало на химическата реакция. По този начин лъчението може да бъде използвано за активиране на химическите реакции.

Активирането на химическите реакции под въздействие на лъчението включва в себе си няколко технически фактора. Разбира се, идеално би било, ако лъчението въздействува еднакво върху всяка молекула. Колкото по-голяма е енергията на лъче-

нието, толкова по-голяма е вероятността за получаване на слу-
чаен ефект. Тъй като лъчението, изпускано от продуктите на
деление, притежава голяма енергия, не може да се очаква, че
във всяка молекула ще се образуват еднакви свободни ради-
кали или иони. Обаче в много случаи беше открита висока спе-
цифичност на действието на лъчението; това се отнася особено
до молекулите, които имат значителни различия в здравината
на молекуларните връзки. При все това, дори да е известна здра-
вината на връзките, е невъзможно да се пресметне пълният
ефект, предизвикван от лъчение с определена енергия. И така
днес всяка разгледана реакция изисква експериментално из-
следване.

Данните, необходими за оценяване на възможностите за из-
ползване на химическите реакции, възникващи под въздей-
ствието на лъчение, не се отличават от данните, необходими
за оценяване на обикновените химически реакции. Освен това
необходими са данните, които вече бяха разглеждани при оцен-
ката на начините на стерилизация чрез облъчване. Особено
внимание при използване на химическите реакции трябва да се
обръща на количеството изработван основен продукт и на въз-
никващите странични ефекти. В много случаи може да се по-
лучава значително по-малко количество необходим продукт, от-
колкото при обикновените химически реакции, естествено за
такива процеси използването на продуктите на деление не би
било оправдано, ако само при това няма други особени пре-
димства.

Ако реакцията е известна, а количеството получаван про-
дукт може да бъде определено, то като се изхожда от дозата
лъчение, необходима за активиране, може да бъде изчислено
количеството радиоактивно вещество, необходимо за облъчване
на 1 *фунт* изходен продукт за единица време.

Влиянието на времето за утаяване върху химическите реак-
ции трябва да бъде старательно изучено. Като се използват
тия данни, а също и техническите сведения, аналогични на вече
разработените за процеса на стерилизация на пеницилина, може
да се направят обикновени изчисления, относящи се до произ-
водителността на тоя начин за активиране на химическите реак-
ции, след което може да се получат технико-икономическите
данни.

Тъй като β -лъчите имат голям коефициент на погълтане, по-
целесъобразно е те да се използват за стимулиране на реак-
циите в газова фаза. Облъчването на течни и твърди вещества
трябва да се прави с γ -лъчи, тъй като те са способни да про-
никват на голяма дълбочина.

В промишлеността при някои химически процеси като източник на енергия, необходима за началото на процеса, се използват ултравиолетови лъчи. Но поради тяхната много малка проникваща способност е извънредно трудно този процес да се осъществи технически. Възможно е β - и γ -лъчите на радиоактивните продукти на деление да могат да бъдат използвани за същите цели; при това, тъй като те притежават голям пробег, технически е по-просто да се осъществи такъв процес.

Възможни начини за промишлено използване

Макар че днес още не може да се твърди, че използването на продуктите на деление за специални химически реакции може да стане пазар за пласмент за голямо количество продукти на деление, може да бъдат предложени някои групи реакции, заслужаващи грижливо обсъждане. Те включват в себе си най-полезните в промишлено отношение верижни реакции: полимеризация, халогениране и окисляване. Ще разгледаме на кратко всяка група реакции, за да можем да представим възможните предимства при използването на продуктите на деление.

Полимеризация

Полимеризацията се отнася за такива химически реакции, в които голям брой молекули се обединяват в дълга верига, като образуват една голяма молекула, наречана полимер. Много от използванието днес извънредно важни промишлени химически реакции са реакции на полимеризацията. Синтетичните смоли (например пластмасите и синтетичните каучуци) се получават чрез полимеризация.

От теоретична гледна точка не може да се твърди, че съвременното широко промишлено приложение на процесите на химическа полимеризация, провеждани с помощта на лъчение, което е източник на енергия за началото на химическата реакция, ще бъде по-икономично от съществуващите начини. Многообещаваща е възможността за производство на нови полимери, чието получаване е практически невъзможно при съществуващите начини на полимеризация. В някои случаи лъчението може да допринася за започване на процеса на полимеризация, който по други методи се осъществява особено трудно.

Неотдавна беше изследвана възможността да се предизвика започване на полимеризационната реакция, като се използват електрони с високи енергии или γ -лъчите на Co^{60} .

Бяха изучени реакциите за образуване на акрилати, метакрилати, стирен и акрилонитрил. Използването на лъчение за полимеризация може да се окаже най-интересна област от промишлената радиационна химия.

Халогениране

Процесът на съединяване на халогените (хлор, бром, йод, флуор) с други химически елементи, в резултат от което се образува химическо съединение, се нарича халогениране. Трудността на халогенирането е свързана със светлочувствителността на процеса: реакцията, която бавно протича на тъмно, бързо се развива в присъствие на светлина. Днес ултравиолетовите лъчи се използват като активатор при халогенирането. Продуктите на деление биха могли да станат евтин източник на лъчение за осъществяването на подобно активиране.

Окисляване

Процесът на окисляване е друга важна група химически реакции, които имат потенциално значение за промишлеността. Съвременната химическа теория за много окислителни реакции предполага, че верижната реакция на свободните радикали става в присъствие на кислород. Възможно е, че под въздействие на лъчението ще може да се ускори или точно да се регулира протичането на верижна окислителна реакция. Трудно осъществяваният днес процес на окисляване може би ще може да се реализира по-лесно, като се използува за активатор лъчението. Оксилителните реакции се използват в промишлеността толкова широко, че изучаването на възможността за използване на лъчението за тая цел може да доведе до значителни открития и постижения в тая област.

Пласмент на продуктите на деление

Нуждата от продукти на деление, предназначени за използване в радиационната химия, не може да бъде оценена. По мнение, съществуващо в промишлеността и у повечето осведомени учени и инженери, има широки възможности за максимално практическо използване на продуктите на деление. Потенциалната наличност на евтини продукти на деление възбуди интерес към тях от гледище на възможността за практическото им използване за активиране на химическите реакции под въздействие на лъчението.

Необходимост от провеждане на по-нататъшни изследвания

В общи черти е трудно да се опише какви изследвания трябва да се проведат в такава чисто теоретична област, каквато представлява намирането на начини за промишлено използване на лъчението от продуктите на деление за осъществяване на химическите реакции. Но изискването за промишлено използване на този процес посочва необходимостта да имаме основна и приложна програма на изследователските работи.

Днес областта на радиационната химия е изучена достатъчно подробно, за да се посочват най-обещаващите пътища за намиране на специални реакции, представляващи интерес. Сега от промишлеността се правят практически изследвания за намиране на полезни, имащи промишлено значение реакции, които започват под действие на лъчението. Но за да пристъпим към намиране на нови реакции, които имат промишлено значение, трябва да знаем характера на протичането на този процес. За тая цел трябва да бъдат проведени основни изследвания върху влиянието на β - и γ -лъченията върху химическите системи. Промишлеността може да окаже поддръжка на академичните изследвания в главните области на радиационната химия, тъй като те водят до по-ясно разбиране на механизма на протичане на химическите реакции под въздействие на лъчението.

ПЕРСПЕКТИВИ ЗА ИЗПОЛЗУВАНЕ НА ПРОДУКТИТЕ
НА ДЕЛЕНИЕ, ОБРАЗУВАЩИ СЕ В ПРОЦЕСА
НА РАБОТА НА РЕАКТОРИТЕ, И ПРОЦЕСИ,
ПРОТИЧАЩИ В РЕАКТОРИТЕ¹

Д. ДЪФФИ

Главното съображение, от което се ръководим при проектиране на енергетичните реактори, е стойността на енергията; същевременно продуктите на деление, които са страничен продукт при получаване на енергията, могат също да представляват значителна ценност. Но при продуктите на деление работата е съвсем друга, отколкото при енергията, произвеждана в реактора, в този смисъл, че в първия случай липсват конкуриращите начини на производство на продукти на деление. Освен това β - и γ -лъченията (основното „полезно“ свойство на продуктите на деление) нямат определени широки области на приложение и затова продуктите на деление не се произвеждаха в значителни количества. Поради това перспективите за приложение на продуктите на деление са изцяло предполагаеми. Трябва да отбележим, че без съмнение реакторът може да дава чист доход при продажбата на изкуствено радиоактивни изотопи, получавани при облъчването с неутрони, но в дадената статия този въпрос няма да се разглежда.

Интересът към продуктите на деление до известна степен може да възниква от търговски съображения. Приходът от енергията, произвеждана в ядрения реактор, с изключение на енергията, използвана от самото предприятие, може да се контролира от държавните регулиращи организации. Приходът пък от използване на продуктите на деление за обработване на хранителни или химически продукти съвсем не може да бъде ограничен по този начин.

Можем да си представим много области на приложение на продуктите на деление в промишлеността. Но при използването им в икономически най-важните области, например за стерилизиране на хранителните продукти, вече биха били необхо-

¹ D. Duffey Nucleonics, 11, No. 10, 9 (1953).

дими много голямо количество продукти на деление, за да се създават източници на лъчение с голяма мощност. Може да се разчита на възможността да се получат значителни количества продукти на деление за създаване на мощнни източници на лъчение, ако атомната промишленост направи съществен принос в енергийния баланс на страната; но достъпното за използване количество продукти на деление зависи до голяма степен от вида на реактора и отчасти от прилагания процес на отделяне на изотопите. Това е обусловено от факта, че значителна част от изглъввателите имат къс период на полуразпадане и затова не могат да бъдат използвани или поради дългото престояване на горивото в реактора, или поради забавяне на процеса на обработване и опаковане.

За да бъдем уверени във възможността да получаваме продукти на деление в достатъчно количество и с необходимото качество, евентуалните потребители са длъжни, доколкото това е възможно, да оценят стойността на продуктите на деление. Това ще създаде увереността, че промишлените реактори ще бъдат конструирани и ще се експлоатират с тая предпоставка, че продуктите на деление са ценни материали.

По-долу се дава кратък списък на предполагаемите области на приложение на продуктите на деление и се оценяват перспективите за търсенето, а така също се обсъжда въпросът за количеството на продуктите на деление, което може да бъде получено в реакторите. Всички препоръки, отнасящи се до вида на реактора или до технологичната схема на получаване количеството лъчение, трябва да се основават върху по-нататъшното изучаване на въпросите на икономиката.

Необходима мощност на лъчението

За много предполагаеми области на приложение на продуктите на деление ще бъдат необходими сравнително големи количества лъчение. В табл. 1 и 2 са посочени някои данни, отнасящи се до дозирането и възможната потребност от продукти на деление като източници на лъчение.

Експериментаторите подчертават, че за окончателното установяване на осъществимостта на предполагаемите начини за използване на продуктите на деление трябва да бъде извършена голяма работа. Дадените по-долу цифри посочват нуждата от източници в случай, че те се използват в широки мащаби. (Някои предполагат, че по-специализираното прилагане, например на биологичната стерилизация, за което ще бъде не-

обходимо много по-малко количество продукти на деление, е практически по-осъществимо в ранния етап на използване, отколкото прилагането на източниците в широки мащаби.)

За да дадем известна представа за възможния размер на търсенето на продукти на деление, ще съобщим, че 10% от годишното производство на свинско месо и на мляко може да бъде стерилизирано с интензивностите, дадени в табл. 2; при това източниците биха се използвали в продължение на $\frac{1}{3}$ от времето. В този случай би било необходимо съответно около 4 мгвт и 90 мгвт енергия на лъчението на продуктите на деление, като за дезактивиране на ферментите ще трябва повече енергия, а за частична стерилизация — по-малко. Може да се спори за ефикасността на използването на източниците, която зависи от проницаемостта на материала, от геометрията на системата и от ефикасното време, през което се използува източникът. Но независимо от това при използване на продуктите на деление в голям мащаб ще бъде необходимо такова количество продукти, енергията на лъчението на които може би ще бъде стотици мегавата.

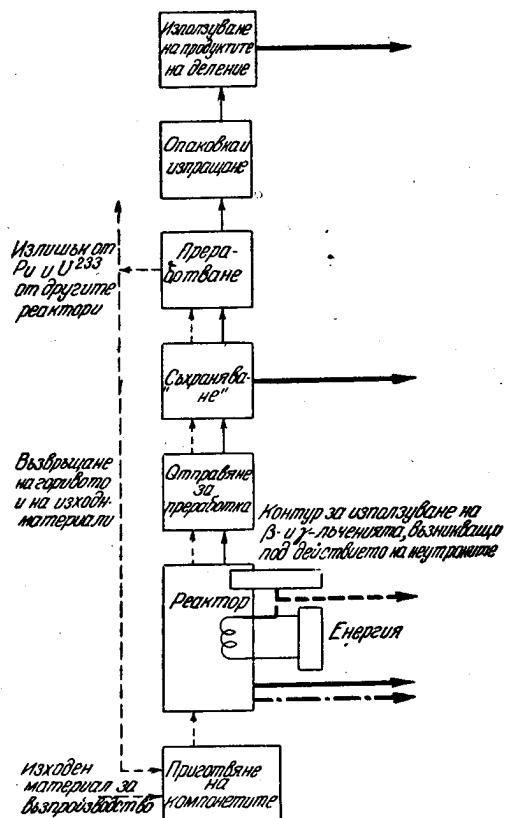
Източници на лъчение, получавани в реактора

Облъчването с продукти на деление може да се извършва в активната зона на реактора с използваните топлоотделящи елементи и с отделните продукти на деление, а в реакторите с течно гориво, като се използува потокът излизащо гориво (фиг. 1 и 2).

Активна зона на реактора. Реакторът сам по себе си е много интензивен източник на лъчение. Общо взето, 10% от отделящата се в реактора енергия (при стационарен режим) се пада на β - и γ -лъченията. Шест процента от тях се пада на лъчението на продукти на деление, половината от които, грубо казано, са γ -активни продукти. Но за отслабване на потока неутрони, за да се избегне активирането на обработваните материали, е необходима защита, която съответно понижава интензивността на γ - и β -лъченията. Очевидно е обаче, че даже в този случай, когато могат да бъдат използвани значителни потоци γ -лъчи, конструирането на приспособления за облъчване в реактора ще срещне затруднения.

По-нататък няма да обсъждаме използването на активната зона за облъчване, тъй като другите източници са по-целесъобразни. Без съмнение в бъдеще проектантите на реактори ще подложат това обстоятелство на по-подробно изучаване.

Отработено гориво. В отработеното гориво се съдържат продукти на деление, които приблизително за няколко дни да имат сравнително голяма мощност на лъчение поради краткоживеещите продукти. Очевидно с оглед условията на транспортиране на продуктите на деление като излъчватели ще трябва да се използува твърдо или втвърдено отработено гориво.



Фиг. 1. Схема на проектирания енергийен реактор с твърдо гориво, предназначено също за използване като източник на лъчение

- Продукти на деление :
- Гориво и захранване с материали за възпроизвъдство
- β и γ активни продукти на деление
- Неутронни β и γ -лъчения, възникващи под действие на неутроните

телят почти няма възможност да контролира опаковката на продуктите на деление, която може да има немного удобна за

Източниците на лъчение от отработено гориво са подвижни, но местонахождението на основните преработващи уредби и реактори усложнява превоза. Потреби-

Таблица 1
Дози лъчение, необходими за различни цели

Използване	Приблизителна доза, рэф
Стерилизация на хранителни продукти	2 000 000 [1]
Дезактивиране на ферментите в хранителните продукти	10 000 000 [1]
Обработване на зърно, заразено от вредители	25 000 [2]
Полимеризация на стирола	10 000 000 [3]

Таблица 2
Оценка на възможната нужда от продукти на деление като източници на лъчение [6]

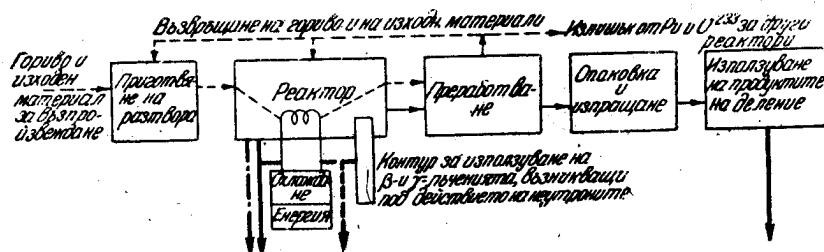
Вид на обработката	Предполагаема доза, рэф	Производителност на процеса на обработка, дюкти/час	Ефикасност на използванието на излъчението ¹ %	Необходими активности на източниците		
				куори	мощност на γ -лъчението (приема се, че енергията на γ -лъчите е равна на 0,75 ж/с), вт	обща мощност на лъчението на продуктите на деление ² , вт
Стерилизация на течности (например на мяко)	$2 \cdot 10^6$	$9 \cdot 10^2$	12	$3,4 \cdot 10^6$	$1,5 \cdot 10^4$	$3,10^4$
Стерилизация на консервирано месо	$2 \cdot 10^6$	$6 \cdot 10^3$	32	$8,3 \cdot 10^6$	$3,6 \cdot 10^4$	$7,2 \cdot 10^4$
Обезвредяване на вредители на зърното	$2,5 \cdot 10^4$	$8 \cdot 10^4$	15	$3,5 \cdot 10^6$	$1,6 \cdot 10^4$	$3,2 \cdot 10^4$

¹ Ефикасността на използванието не е задължителна за оптимални конструкции, така че дадените цифри не трябва да се приемат като показател за относителната леснота на изпълнение на обработката. Това са само примери за използване на лъчението в процентно изражение за прitetите геометрични размери.

² Приема се, че мощността на β -лъчението е равна на мощността на γ -лъчението. По-нататък мощността се използва като мярка за добива на продукти на деление, тъй като се предполага, че за инженера това е по-удобно от измерването в куори, по-специално когато се разглежда отношението на мощността на лъчението на продуктите на деление към мощността на реактора или към процеса на преработване.

облъчване конструкция. Процесът на „охлаждане“ (пазене на материала преди обработването, необходимо за улесняване на работата с него) може да помогне да се отстранят някои затруднения на потребителя.

Продукти на деление, отделени от отработеното гориво. Главно внимание се отделя на опакованите продукти на деление, които представляват отпадъци при работата на реакторите. В този случай загубите при изработка на източници на лъчение са неизбежни и, разбира се, производството им в големи количества не може да бъде организирано. Използуването на такива изкуствени източници зависи най-малко от усъдъта



Фиг. 2. Схема на проектирания енергийен реактор с течно гориво, предназначен също за използване като източник на лъчение
Условните знаци са същите както и на фиг. 1

вията на експлоатация на реактора, например от подготовката на горивото, от режима на работа на реактора и от химическата преработка. Изобщо за реакторите с твърдо гориво „охлаждането“, химическата обработка (евентуално на отделна уредба), пригответянето на източник на лъчение и транспортирането могат да заемат време от няколко месеца. Предполага се, че то може да се съкрати, като се прилагат нови методи, което ще доведе до снижаване стойността на обработката, по-специално до намаляване разходите за съхраненията и до увеличаване мощността на лъчението на източника. В сравнение с другите системи реакторите с течно гориво и с непрекъснат химически процес на отделяне могат да дават „най-пресни“ сепарирани продукти на деление.

Напускащ реактора поток течно гориво. Във външния контур на реактора с течно гориво се съдържат малко разпаднали се напълно продукти на деление. Това се обяснява с обстоятелството, че времето за прекарване на горивото с помпа обикновено се измерва със секунди. Обикновено в реактора с течно гориво с външно охлаждане това лъчение се губи във вид на топлина. Контурът може да изпускат малко количество захисвачи неутрони, но от тях можем да се защитим с бор или кадмий; като това няма да доведе до забележимо отслаб-

ване на интензивността на γ -лъчението. Известно удължаване на периода на циркуляцията на горивото във външния контур също отстранява закъсняващите неutronи. Същевременно материалите, обработвани от продуктите на деление, в по-голямата си част са органични вещества, съдържащи C, H, O, N, S, P и Ca, в които сечението на захващане на неutronи е малко; това позволява по-лесно да се контролира активирането.

Напускащият реактора поток гориво, както и лъчението, изпускано от активната зона, може да се използува само на онова място, където е разположен реакторът. Да си представим, че такъв реактор с течно гориво, използван като източник на лъчение, е направен подвижен; в дадения етап такова устройство изглежда практически неприемливо поради нуждата от източник на охлаждане в участъка, където се извършва обльчването; освен това малко вероятно е, че ще може реакторът едновременно да се използува като източник на енергия.

Когато имаме двузонен реактор с течен материал за възпроизвеждане, има възможност да се организира циркуляцията на този материал и да се използува лъчението му. Това лъчение се изпуска от междинните продукти, като например Ra²³⁸ и Np²³⁹, и от сравнително малък брой продукти на деление.

Лъчението на Ra²³⁸ и Np²³⁹ може да се използува, но поради краткия период на полуразпадане мащабите на използването им са ограничени.

Засилване на лъчението чрез придалената от неutronите активност. В някои изотопи поглъщането на неutronи се придръжава от изпускане на β - и γ -лъчи, което може да засили интензивността на лъчението. Ето защо, за да бъде голяма интензивността на лъчението, трябва в състава на обльчения материал да влизат изотопите, притежаващи достатъчно голямо ефективно сечение на захващане на неutronите, а така също образуващият се радиоактивен продукт да има къс период на полуразпадане. Подобни излъчватели може да бъдат създадени чрез въвеждане на добавки в системата от течно гориво или чрез построяване във всеки реактор на отделен клон с течно гориво.

По-специално такова устройство е целесъобразно при отделни случаи на използване на лъчението за активиране на химическите реакции, където най-често трябва да се извърши обльчване с β - или γ -лъчи с определен спектрален състав, а не с лъчение, изпускано от продуктите на деление. На автора са известни такива специфични области на приложение на лъчението, които нямат голямо значение. Използването на каквото

и да било въгъчение, получавано от реактора с течно гориво, би било трудно, но при тънка метална или пластмасова стеничка то става възможно, макар и рисковано.

При тези условия може да се използват неutronи за активиране. Енергията, отделяща се при деление, представлява 184 мгев плюс енергията на лъчението на продуктите на деление, а при активиране с неutronи енергията на лъчението представлява няколко мгев [7]. От енергетична гледна точка такова използване е неизгодно, но посоченият метод на използване на неutronите може да бъде оправдан в специални случаи.

Бъдещи реакторни комбинати

Възможностите за използване лъчението на продуктите на деление в бъдеще зависят от вида на използвания реактор. По-долу се разглеждат четири вида такива реактори.

Енергийни реактори с твърдо гориво. Да си представим, че енергията ще се произвежда с енергийни реактори в широки промишлени мащаби. Да предположим, че имаме реактор с мощност 500 мгвт със забавител от тежка вода, охлаждан обикновено с вода и работещ с естествен уран. Този вид енергиен реактор е изучен от група фирми — „Пасифик Хидро Електрик“ Плуър Стейшън енд Електрик К° и „Бечтъл корпорейшън“ [9]. (Именно този реактор, а не друг от предложените от другите групи се взема като пример, тъй като неговите конструктивни данни отговарят най-добре на задачите на настоящия труд.)

По-нататък ще приемем предположението на Цин за това, че в реактора от чисто енергиен тип се консумира преди преработването 1% от общото количество уран. Ако приемем, че при деление на 1 г делящ се материали, грубо казано, се отделя енергия, еквивалентна на 1 мгвт·ден [10], се получава; че консумирането или „изгарянето“ на 1% материал отговаря на отделяне приблизително на 10 000 мгвт енергия на ден на 1 т гориво. Изхождайки от това, че за реактор с мощност 500 мгвт е необходим пълнеж от 60 т естествен уран [9], получаваме, че периодът на работа на реактора (преди изваждане на отработеното гориво) ще бъде 1200 дни, т. е. 4 години, ако смятаме, че реакторът ще работи през цялото време [9]. Да допуснем по-нататък, че за транспортиране към преработващата уредба, за съхраняване, преработване, опаковане на продуктите на деление и за доставянето им на потребителя ще бъдат необхо-

дими 6 месеца. При това във всяка партида разтоварено гориво мощността на енергията на лъчението, изпускано от продуктите на деление, може да бъде около 0,5 *мгвт*; след 4 години (т. е. към момента на изваждане на отработеното гориво от реактора) мощността на лъчението ще бъде 0,05 *мгвт* [13].

Общата инсталрана мощност на енергийните предприятия в САЩ през 1951 г., включително парните уредби, уредбите за вътрешно горене и хидравличните уредби, беше 75 000 *мгвт*; през последните 30 години тя се удвояваше приблизително на всеки 10 години [4]. Да предположим, че към 1970 г. в САЩ инсталраната мощност ще достигне 200 000 *мгвт* и че 5% от енергията ще се изработва от реактори. При к. п. д. на реактора, равен на 25% (по производство на електрическа енергия) [9], ще бъдат необходими приблизително 80 реактора с топлинна мощност по 500 *мгвт*. Това значи, че ще може да се използват от 4 до 40 *мгвт* или средно 15 *мгвт* енергия на лъчението от отделените продукти на деление, без да се вземат под внимание загубите за изработка и опаковане! Това количество продукти на деление не е значително в сравнение с количеството, необходимо за възможните области на приложение.

Реактори с течно гориво. Създаването на реактори с течно гориво, произвеждащи енергия, Ри или U^{233} или използвани за двете цели, ще позволи да се осъществи незабавно непрекъснат процес на обработване, при който непрекъснато ще се произвеждат най-пресни продукти на деление. Тъй като единственият реактор, който работи с течно гориво, е хомогенният реактор в Окридж, неговата технология очевидно се намира в ранна степен на развитие и затова за процесите и графиците на работа на бъдещите реактори може да се правят само предположения. Може да се окаже възможно бързо отстраняване на Хе, Kr и J от системата на течното гориво за по-нататъшното им използване или за използване на техните радиоактивни продукти на разпадане като източници на лъчение [12].

Без съмнение в реактора ще се образува известно количество продукти на деление, докато започне непрекъснатото или периодичното преработване.

Очевидно ако продуктите на деление не се отстраняват от реактора незабавно, а малко вероятно е, че всички те ще се отстраният, в потока гориво във външния контур на реактора, който работи с течно гориво, ще се съдържат значително количество продукти на деление, при които общата енергия на изпусканото лъчение е достатъчно голяма; тая енергия може да бъде използвана. В реактор с мощност 500 *мгвт* около

30 *мгвт* енергия се пада на продуктите на деление, намиращи се в равновесно състояние (6% от мощността на реактора) [7]. След изстудяването в продължение на 10 сек. (опитът от прекарването с помпа показва, че тая цифра е приемлива за средно време на полуразпадане) мощността на лъчението на продуктите на деление във външния контур все пак надминава 20 *мгвт* [11]. (Макар че при изчисляване на тая стойност се изисква известна екстраполация на кривите на разпадане, за нашите задачи можем да я смятаме напълно удобна. В нея е включено също допълнително γ -лъчение, предизвиквано от закъсняващи неutronи, образуващи се при делението.) Ако предположим, че половината от горивото се намира извън реактора, от външния контур може да бъдат използвани 10—15 *мгвт* енергия на лъчение, изпускана от продуктите на деление, намиращи се в реактора в равновесно състояние.

Водните системи изглеждат по-интересни за използование на горивото, намиращо се във външния контур, тъй като в другите системи—с разтопени соли или с течни метали, може би би ставало самоекранране. Освен това обикновената или тежката вода би служила като забавител на закъсняващите неutronи, допълвайки по този начин защитата от неutronи. При соли и метали би възникнала проблемата за топлинна изолация на горивото, за да се предотвратят топлинните повреди или „спичането“ на обработвания материал. (Топлината, отделяща се при погълдане на лъчението в обработвания материал, вероятно е недостатъчна, за да причини топлинна повреда, тъй като $2 \cdot 10^6$ *рэф* са еквивалентни на 4 *кал/г*; това отговаря на увеличаване на температурата с 4°C .) Практическите въпроси трябва да се разрешават въз основа на икономическото изучаване на проблемата и с усъвършенствуване на технологията подходът към тия въпроси ще се изменя. Решаването на техническите проблеми е извънредно трудно. Освен това такова използване на реактора с течно гориво би било малко съвместимо с полуваването на енергия, Pu^{239} или U^{238} .

Следователно налага се да правим избор между използването на продуктите на деление във външния контур на реактора, работещ с течно гориво, и използването на сепариирани продукти на деление; общата мощност на лъчение, която може да бъде използвана, е равна приблизително на 6% от мощността на реактора. Тъй като по-голямата част от продуктите на деление имат много къс период на полуразпадане, то като взимаме под внимание разходите на време за отделянето им и за опаковане, можем да смятаме, че отделните продукти на

деление могат да бъдат използвани в значително по-малко количество, отколкото се предполага при използването им във външния контур. При превозване на продуктите на делени от мястото, където е реакторът, е по целесъобразно да се използват материали със сравнително дълги периоди на полуразпадане.

Когато се използват реактори, работещи с гориво, намиращо се в състояние на суспензия в течността, възникват няколко отлични проблеми за използване на лъчението. В този случай количеството лъчение във външния поток гориво може да бъде почти същото, както и в системата, работеща с течно гориво. Но технологията на обработката на такова гориво, а поради това и спектърът на лъчението на сепарираните продукти на деление са почти същите както в реакторите, работещи с твърдо гориво, тъй като е малко вероятно, че продуктите на деление ще преминават в течната среда и би се създавала възможност за непрекъснатото им извличане. Времето, през което работи енергийният реактор със суспендирало гориво, може да се сравни с времето, през което работят енергийните реактори с твърдо гориво, така че може да бъдат използвани само малки количества сепариирани продукти на деление.

Ясно е, че при използване на реакторите, работещи с течно гориво, могат да се получат интензивни потоци на лъчение от продуктите на деление. Малко по-големи реактори, работещи с течно гориво, биха могли да осигурят получаване на източници от продуктите на деление, които да се използват в широк мащаб.

Реактори, произвеждащи плутоний (системи с твърдо гориво). Тъй като нашите разсъждения се ограничават само с икономически изгодни реактори, то реакторите, произвеждащи само плутоний, няма да се разглеждат.

Но някои особености на получаването на плутоний може да представляват интерес. Важно е да отбележим, че досега няма определени данни доколко е необходим този продукт за военни цели. Освен това поради желанието да имаме плутоний на първо място за военни нужди, а не за по-нататъшното му използване в реакторите и за да се избягнат загубите от плутоний при продължителна работа на реактора, възниква необходимостта да се намалят сроковете за облъчване и преработване на горивото в сравнение с продължителността на тия процеси в по-рано разглежданите енергетични реактори. Когато сроковете на обработка са намалени, малко се увеличава по-

лезната мощност на лъчението, изпускано от продуктите на деление при дадена мощност на реактора.

Ще приемем, че изхождайки от нуждите от плутоний за военни цели, времето за обработване на горивото трябва да бъде 1,3 години вместо 4 години, а така също ще смятаме, основавайки се на твърдението на фирмите „Пасифик Хидро Електрик Пауър Стейшън енд Електрик Ко“ и „Бечтъл корпорейшън“, че стойността на приготвянето и обработката на горивото трябва да бъде намалена до една трета при експлоатиране на реактора само в енергетичен режим [9]. Като приемем, че мощността на реактора е 500 мгвт , а времето за приготвяне на източника е 6 месеца, можем да сметнем, че мощността на лъчението ще бъде около $0,25 \text{ мгвт}$ ($5.10^{-4} \cdot 500$) за всеки 1,3 години [11]; при това мощността при разпадането през време на подготовката на друга порция гориво ще бъде $0,08 \text{ мгвт}$ ($1.5.10^{-4} \cdot 500$).

Подвижни енергийни реактори. Положението с използванието на лъчението на продуктите на деление в подвижните реактори независимо от това, дали те работят с течно или с твърдо гориво, вероятно е аналогично на положението с енергийните реактори, работещи с твърдо гориво. Това се определя от обстоятелството, че ограниченността на пространството и практическите възможности очевидно изключват в подвижните реактори с течно гориво както използванието на лъчението от външния поток гориво, така и непрекъснатото сепариране на продуктите на деление. Има и тенденция към увеличаване продължителността на работата на реакторите с цел да се ограничи честото пълнене с ново гориво.

Разнообразно използване с най-малки ограничения поради размерите биха могли да имат реакторите за плавателни съдове; те биха могли да работят с естествен уран, като дават продукти на деление по схемата, посочена по-горе. Реакторите с обогатено гориво, например за самолети, биха имали съкратен период на „изгаряне“ на горивото поради това, че делящият се материал не се възпроизвежда. По-нататък ограниченията в теглото трябва да доведат до увеличаване на относителната мощност на реактора, т. е. до увеличаване на отношението между мощността и теглото на делящия се материал, затова „изгарянето“ трябва да става по-бързо. И така реакторите за обогатено гориво трябва да имат по-голям добив на полезни продукти на деление, отколкото реакторите, работещи с естествено или с малко обогатено гориво.

Във всички случаи са възможни загуби на лъчение при разпадане на продуктите на деление, когато горивото се подава към централната преработваща уредба. Благодарение на прекъсванията в експлоатацията на реактора доставката на продукти на деление не може да бъде гарантирано, особено във военни подвижни реактори.

Процеси на преработване на горивото

Въпреки това, че по-горе бяха обсъждани въпросите за преработване при реакторите със специално предназначение, е уместно да се направят няколко общи забележки, отнасящи се до получаването на продукти на деление. Преди процесите бяха главно хидратогенни, изчислени само за извличане на делящи се материали; продуктите на деление бяха отпадъци, непредставляващи ценност и трудно поддаващи се на опаковка. Всякакъв процес на преработване в промишлените реактори трябва да бъде оправдан, като се има предвид цеността на получаваните материали (например U^{238} , U^{235} , U^{233} , Pu, Th и продукти на деление) в сравнение с разходите за възстановяване на горивото и с разходите, свързани със съхраняването или изпращачето му. Доставчици и конкуренти на тези материали са промишлените отрасли за добиване и обогатяване на урановите и ториевите руди, за отделяне на изотопа U^{235} , конкуриращ Pu и U^{233} , при работа на реакторите с обогатено гориво, както и другите източници на лъчение, например радият, ускорителите и Co^{60} , които могат да конкурират продуктите на деление. Затова снабдяването с продукти на деление трябва да бъде тясно свързано с икономиката на другите предприятия.

В резултат на изследванията е установено, че стойността на промишленото комплексно стопанство на енергийния реактор трябва да бъде значително по-ниска от стойността на съвременния комплекс на реактора. Шо се отнася до преработването на горивото, стойността му може да бъде намалена чрез по-рядко преработване (а може и без това) или чрез поевтиняване на самия процес. Общо взето, поевтиняване на преработването може да се очаква при намаляване броя на степените му и при повишаване концентрацията на материалите, за което ще потрябват по-малък брой съоръжения. Създава се впечатление, че в реакторите, предназначени за широко използване, може да се осъществят процесите, осигуряващи получаването на евтини продукти на деление във форма, удобна за използване.

**Някои изводи, отнасящи се до бъдещето
на продуктите на деление**

1. За предполагаемите области на приложение на продукти-те на деление в широки мащаби ще бъде необходимо енергията на лъчението на продуктите на деление да бъде **милиони ватове**.
2. Основни източници на такова лъчение в реакторите са: а) продуктите на деление, извлечени от отработеното гориво; б) потоците гориво във външните контури на реакторите, работещи с течно гориво; в) изваденото твърдо гориво; г) активната зона на реактора.
3. За снабдяване с големи количества продукти на деление при условие, че периодът на работа на горивото ще бъде същия, както беше посочено, ще бъдат необходими сравнително голям брой промишлени реактори, работещи с твърдо гориво.
4. Перспективите за използване лъчението на продуктите на деление, получени в реакторите, работещи с течно гориво, са много по-големи, отколкото в реакторите, работещи с твърдо гориво, при една и съща мощност на реакторите, тъй като: а) течната система по същество дава възможност през време на работа на реактора непрекъснато да се отстраняват продуктите на деление, които имат кратък период на полуразпадане, което осигурява много висока активност на лъчението; б) използването на външните потоци гориво в реактора открива широка възможност за използване на лъчението на продуктите на деление, при практически пълно отсъствие на неутрони.
5. Като пример относно перспективата за използването на реакторите с течно гориво ще предположим, че проблемата за стерилизация на млякото, без да се изменя вкусът му, е решена. В такъв случай цялото консумирано в Чикаго мляко (което през 1948 г. беше 1,4 блн. фунта) [13] може да бъде стерилизирано, ако погълнатата енергия на γ -лъчи бъде 0,5 $m\text{evt}$ (предполага се, че процесът на стерилизация се извършва ежедневно в продължение на $\frac{2}{3}$ от денонището, което отговаря на коефициент на използване мощността на източника, равен на 67%). Да допуснем, че съоръженията могат да погълнат най-много 10% от общото количество γ -лъчи и че само половината от лъчението на продуктите на деление се пада на γ -лъчи; при такова предположение приблизително 1,3 (или 10 $m\text{evt}$) от потенциално използваемото лъчение, получено в реактор с течно гориво с мощност 500 $m\text{evt}$, ще може да задоволи нуждата на гр. Чикаго.'

6. Тенденцията към развитие на промишлените реактори независимо от това, дали те работят с твърдо или с течно гориво, вероятно ще повлече след себе си стремежът да се съкратят процесите на преработване на току-що извадените материали. С това се постига голяма интензивност на лъчението на продуктите на деление, отделени във форма, по-удобна за опаковане, отколкото това се получава при съвременните реактори и при съвременния процес на преработване.

7. Стойността на продуктите на деление днес или в най-близко бъдеще няма да бъде показателна за времето, когато ще встъпят в експлоатация нови видове реактори, предназначени за промишлено използване, а не за военни цели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Industrial Uses of Radioactive Fission Products, Stanford, p. 42, 1951.
(Съкратения превод вж. в настоящия сборник, стр. 123—173.)
2. Hassett C. C., Jenkins D. W., Nucleonics, 10, № 12, 42 (1952).
3. Manowitz B., Частно съобщение (юни, 1953).
4. "Statistical Abstracts of the United States", Washington, 1952, p. 647.
5. Ind. Eng. Chem., 44, № 6, 1246 (1951).
6. Crean L., Fahnoe F., KLX — 1385, 11 (1953).
7. Glasstone S., Edlund M. C., The Elements of Nuclear Reactor Theory, New York, 1952, p. 71 (вж. превода: С. Глестон, М. Эслунд, Основы теории ядерных реакторов, ИЛ, 1954).
8. Hogner C. R., Частно съобщение (1953).
9. "Reports to US AEC on Nuclear Power Reactor Technology", Washington, 1953. (Превода вж. в настоящия сборник, стр. 5 — 121.)
10. Zinn W. H., Nicleonics, 10, № 9, 10 (1952).
11. Borst L. B., "Radiochemical Studies: The Fission Products", edited by Coryell C. D. and Sugarman N., National Nuclear Energy Series IV — 9, book I, New York, 1951, p. 344.
12. Manowitz B., Частно съобщение (април, 1953).
13. Agricultural Statistics, Washington, 1949, p. 430.

ПРОМИШЛЕНО БЪДЕЩЕ НА РАДИАЦИОННАТА ХИМИЯ¹

Б. МАНОВИЦ

Бъдещото производство и стойността на източниците на лъчение от странични продукти, образуващи се при работа на ядрените реактори, вероятно ще бъдат такива, че ще се окаже икономически оправдано използването на тия източници в промишлената химия само за специални цели. Това се потвърждава от анализа на данните за промишлената атомна енергетика и полимеризацията, която става под въздействието на лъчението.

В енергийния ядрен реактор топлинната енергия, получавана в процеса на деление, може да бъде използвана в парния котел, който снабдява турбогенератора с пара. При деление на едно ядро се освобождава около 200 мгев енергия. Около 80% от тая енергия се отделят незабавно във вид на топлина. Енергията на β - и γ -лъчите при разпадане на продуктите на деление представляват около 5% от общото количество енергия, освобождаваща се при делението; тая част от енергията се освобождава постепенно в процеса на радиоактивното разпадане на ядрата.

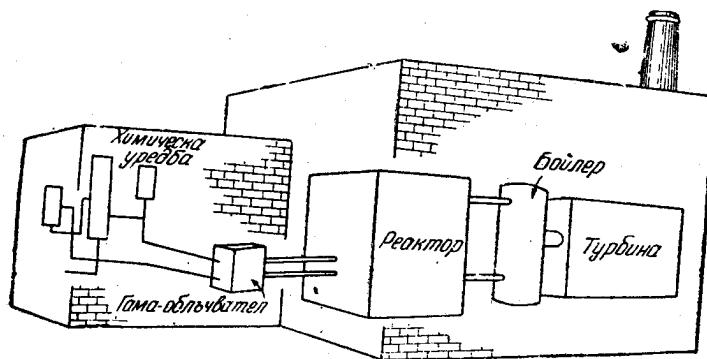
Газообразните продукти на деление като източници на лъчение

Енергията на лъчението на продуктите на деление се разпределя между 20 различни елемента, като 20% от енергията се падат на газообразните продукти (ксенон и криpton), образуващи се приблизително 1 мин. след делението. По такъв начин, ако горивото в реактора е течност, от която тия газове в продължение на 1 мин. могат непрекъснато да се отделят, а след това се транспортират и се улавят в излъчвателя на γ -лъчи, то около 1% от общата мощност на реактора би могла да се използува за облъчване, когато настъпи радиоактивно равновесие

¹ B. Manowitz, Nucleonics, 11, № 10, 18 (1953).

на криптона и ксенона с техните дъщерни продукти. Това равновесие се постига приблизително след две седмици, след което мощността на γ -лъчението остава постоянна.

При това проникващата способност на лъчението би била по-голяма поради това, че газообразните продукти на деление с кратък живот и техните продукти на разпадане излъчват β - и γ -лъчи с голяма енергия. Освен това γ -лъчите също прите-



Фиг. 1. Гама-объльвател, зареден с газообразни продукти на деление с кратък живот, образуващи се в реактора

жават достатъчно голяма енергия, за да взаимодействуват с леките ядра и да образуват неutronи. Макар че тези неutronи ще са малко, ще бъде необходима защита както от неutronи, така и от γ -лъчи.

Електрическата централа „Ист Ривър“ в Нюйорк дава около 200 мгвт електрическа енергия; мощността на типичната промишлена електрическа централа „Ню Хемпшир“ в Майнчестер е около 25 мгвт.

При условие, че к. п. д. на използването на топлинната енергия е 0,25, ядрените реактори за задоволяване на аналогичната нужда от енергия би трябвало да притежават топлинна мощност $100 \div 1000$ мгвт; в този случай мощността на γ -лъчението би представлявала $1 \div 10$ мгвт в γ -объльвателите, включени в схемата на реактора (фиг. 1). Едно от неудобствата на тези γ -излъчватели е необходимостта те да са разположени в непосредствена близост с реактора.

Подвижни гама-облъчватели

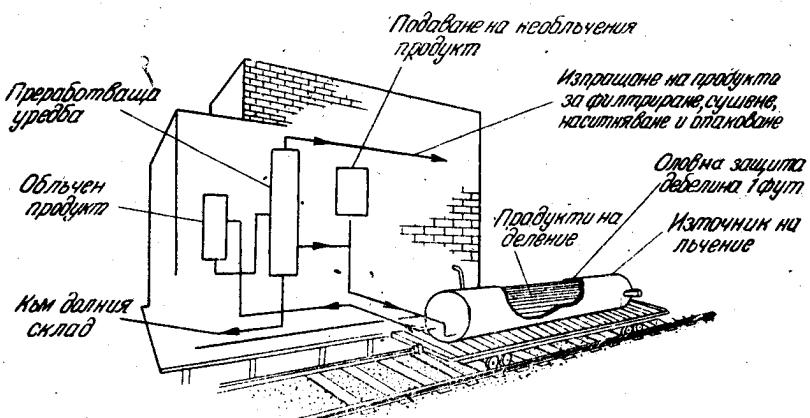
Периодичното преработване на изтощеното реакторно гориво за получаване на сравнително дълго живеещи продукти на деление, би дало възможност да се изработват подвижни γ -облъчватели. Мощността на лъчението на продуктите на деление, достатъчно за използване, може да бъде изчислена по кривите на Борст — Уилър [1] като функция на времето, през което горивото изгаря, и времето, през което изтощеното гориво се съхранява, преди продуктите на деление да бъдат извлечени и използвани. Да предположим, че времето за изгаряне на горивото е 180 дни, времето за съхраняване, необходимо за разпадане на продуктите на деление с кратък живот, е 100 дни, а времето на съхраняване, необходимо за разпадане на продуктите на деление, с дълъг живот — 1000 дни. Тогава от ядрен реактор с мощност 1000 mwt всеки 6 месеца могат да се получат продукти на деление с кратък и дълъг живот, чиято мощност на лъчение ще бъде съответно 0,7 и 0,03 mwt .

Ако вземем под внимание, че смесени продукти на деление могат да се получат от всички видове ядрени реактори, изглежда вероятно, че за няколко дни ще могат да се получат такова количество продукти на деление за подвижни γ -облъчватели, чиято мощност на лъчение ще бъде 10 kwt . Точно така, ако приемем, че описаната по-горе схема е един от пътищата, за използване мощността на γ -лъчението на ядрения реактор ще се окаже, че в съединение с ядрен реактор може да бъде построен γ -облъчвател с мощност 1 mwt .

Грубо казано, половината от общата енергия на лъчение на продуктите на деление се пада на β -лъчите, а другата половина — на γ -лъчите. Енергията на γ -лъчите може да се използува за създаване на ионизация във веществото, подлагано на обработка. Енергията на β -частиците на продуктите на деление, пробегът на които е значително по-малък, ще се погъльща от материалите на конструкцията и ще се разсейва във вид на топлина. Тая топлина трябва или да се използува, или да се отдели от системата.

Друга много важна характеристика на продуктите на деление е зависимостта на техния период на полуразпадане от времето. За малки времена на разпадане след кратко време на съхраняване периодът на полуразпадане на продуктите на деление е приблизително равен на периода на полуразпадане на компонентите с кратък живот. Но след 6-годишно съхраняване мощността на лъчението на продуктите на деление става сравни-

телно постоянна (периодът на полуразпадане става равен на 30 години), при което мощността на лъчението представлява малка част от първоначалната мощност. След 100 дни съхраняване енергията на γ -лъчите на продуктите на деление е вече недостатъчна, за да предизвика реакция (γ, n); по такъв начин в



Фиг. 2. Подвижен γ -облъчвател, зареден с продукти на деление

подвижните уредби радиоактивността няма да се индуцира и следователно няма да бъде необходима защита от неутроните.

И така можем да смятаме, че е възможно да се получат материали не само с кратък период на полуразпадане, които трябва да се заменят или попълват всеки 6 месеца, но също да се получат в по-малки количества материали с много дълъг период на полуразпадане, които ще бъдат сравнително постоянно източник на енергия за 30 години.

В общи черти γ -облъчвателят представлява тръбовидна конструкция, в която продуктите на деление се разполагат на външната страна, а веществото, което подлежи на обработка — на вътрешната. Защитният контейнер, направен от материали с голяма плътност, с тегло $30 \div 100$ t, е монтиран на жлезопътна платформа (фиг. 2). Тръбната конструкция и защитните приспособления имат вторична охлаждаща система за отвеждане на топлината. За химическите реакции, протичащи с отделяне на голямо количество топлина, може да потрябва мощна система на охлаждане.

Агрегатът се подава към преработващата уредба, включена към линиите с течен материал, подлаган на обработка, и се използува дотогава, докато мощността на лъчението не спадне по-долу от желаното ниво, а след това се изтегля обратно.

Тъй като лъчението на продуктите на деление не може да бъде прекратено произволно, възниква сериозната проблема за осигуряване безопасността на обслужващия персонал. Облъчвателите трябва да имат такава защита, че без всякакъв риск за обслужващия персонал веществото, подлагано на облъчване, да може лесно да се извлече и да се отстрани от зоната на лъчението.

Отчитане на разходите в бъдеще

За да оправдаем икономически приложените изследвания и усъвършенствования на технологията в разглежданата област, трябва да определим стойността на енергията, излъчвана от продуктите на деление. Малко са надеждите, че в най-близко бъдеще ще бъдат установени истинските ѝ стойности; сега е важно да установим възможните ѝ граници.

Поради сложността на конструкцията капиталните вложения в атомната енергийна уредба вероятно ще надминат капиталните вложения в облъчвателя, използващ продуктите на деление. По такъв начин стойността на атомната енергия може да даде горната граница на определяната стойност.

Съществуващите капитални вложения в парносиловото стопанство представляват приблизително 150 долара за 1 *квт*. В работата [2] е показано, че в бъдеще стойността на атомната енергия не трябва да надминава 260 долара за 1 *квт*, за да конкурира енергията на парата. Ясно е, че тая цифра може да се приложи към големите енергийни централи. По този начин една енергийна централа с мощност 200 *мгвт* (800 *мгвт* атомна топлинна енергия) би струвало около 52 000 000 долара.

Но ние се интересуваме от уредби от по-малък мащаб. Изглежда разумно да се използува оценката, прилагана в химическата промишленост, където се смята, че стойността на уредбата е пропорционална на мощността в степен 0,6. Като изхождаме от това, облъчвател с мощност 1 *мгвт* ще струва 1 000 000 долара, а агрегат с мощност 10 *квт* — 60 000 долара.

Възможности за полимеризация

За да си представим как може да изглежда устройството за полимеризация, ще оценим каква може да бъде производителността (във фунтове) на такава уредба.

В табл. 1 са дадени някои експериментални данни за основните реакции на полимеризацията, които стават под действието на γ -лъчението. Реакциите на полимеризацията са химически верижни реакции, за които лъчението дава енергията, необходима за началото на такава реакция. Беше прието, че добивът на продукти е равен на 10–30% от преработвания продукт и в по-нататъшните изчисления се приемаше, че интензивността на преработването е линейно свързана с дозата на облъчване. В някои случаи, например при полимеризацията на стирола и метилметакрилат, където интензивността на химическото превъщане действително се увеличава с нарастващото на дозата на облъчването, такова допускане е приемливо, а в други случаи, такива като полимеризацията на акриламида, който се намира в твърдо състояние (където има ефект на насищане), такова допускане води до преувеличения.

При обсъждането се разглеждат облъчвателите с мощност 1 мгвт и 10 квт . Да предположим, че половината от общата мощност се пада на β -лъчението, като енергията на β -лъчите се отделя изцяло в активната зона във вид на топлина. Да допуснем също, че половината от мощността на γ -лъчението се изразходва за ионизиране на обработваните материали, а другата половина се отделя във вид на топлина в защитния кожух на уредбата. Да предположим по-нататък, че се използва $1/4$ от съществуващата мощност и че средната интензивност на лъчението в облъчвателите с мощност 1 мгвт и 10 квт е равна само на 10^6 р/час .

За да изчислим във фунтове количеството на продукцията, получена от всеки от тези облъчватели, трябва да знаем зависимостта на пределната производителност от интензивността на падащото лъчение. Бяха разгледани три случая. Единият е основан на предположението, че крайната производителност не зависи от интензивността на падащото лъчение, вторият — че крайната производителност зависи от интензивността в степен 0,5, а в третия се предполага, че крайната производителност зависи линейно от интензивността. Единствени експериментални данни за влиянието на интензивността на падащото лъчение имаме за полимеризацията на стирена, като в един случай произ-

Таблица 1

**Експериментални данни за полимеризацията, предизвикана
от гама-лъчението, и екстраполирани данни
за производителността**

Полимеризирано ве- щество (при атмосфер- но налягане)	Изтегливост на лъчение- то, р/час	Температура, °C	k, добър (%) на превръщания продукт) в % за 10 ⁶ р	Молекуларно- тегло на поли- мера	Производителност, фунт/час жгвт			Литература
					k=const	k _a 1 ^{1/2}	k _a I	
Стирен	250000	-18	0,36	20000	720	1440	2880	[5]
	190000	30	2,2	70000	4400	10000	24000	
	250000	72	10,4	300000	20000	40000	80000	
Метилметакрилат	250000	-18	10	~70000	20.10 ³	40.10 ³	80.10 ³	[5]
	250000	30	32,4	~160000	65.10 ³	138.10 ³	260.10 ³	
	250000	72	84	250000	170.10 ³	340.10 ³	680.10 ³	
Перфлуоропропилен	235000	30	0,14	~600	280	573	1190	[6]
Перфлуоробутадиен	235000	30	0,24	~325	480	985	1970	[6]
Перфлуороакрило- нитрил	250000	30	0,10	-	200	400	800	
Етилен	120000	30-80	0,1	-	200	574	1670	[3]
	120000	190	2,5	-	5000	14300	41600	
Ацетилен	120000	30	0,13	-	260	565	2170	[3]
Акриламид	250000	30	10-20	-	20-40000	40-80000	80-160000	[6]

водителността като че ли линейно зависи от интензивността на облъчването. Но за да бъдем по-уверени, ще използваме като допускане при взаимно сравняване степенната зависимост с показател 0,5.

Трябва да посочим, че опитите за полимеризиране се извършваха с дебели слоеве материали, за да се получат данните за механизма на протичането на процеса на полимеризация; но такава полимеризация може би в повечето случаи ще се окаже практически неоправдана, когато се прилага в широки промишлени мащаби. Полимеризацијата в супенсийните или емулсионните става по-бързо, тъй като разтворителят ще допринася за образуването на свободни радикали и за започване на полимеризацията. По-бързата полимеризация ще се стреми да уравновеси ниската концентрация на изходния продукт, така че за оценките може до известна степен да се използува екстраполацията на данните, получени според полимеризацията в големи дебелини.

Пъrvите две реакции са полимеризацията на стирена и метилметакрилат. Ще забележим, че молекуларното тегло на полимера се изменя право пропорционално на изменението на околната температура, а не обратно пропорционално, както това става при полимеризацията, предизвикана от топлинния или катализитичния методи. Това явление ще се наблюдава във всички реакции на полимеризацията, предизвиквани от лъчението, тъй като началната скорост на реакцията не зависи от температурата. По този начин за регулиране на молекуларното тегло в широки граници има само един път, а именно използването на лъчението.

Когато екстраполираме експерименталните данни за скоростта на реакцията за определяне производителността на процеса, изразяваша се във *фунт. час/мгвт.*, получаваме, че облъчвател с мощност 1 *мгвт* може да произвежда грамадно количество полистирол и още по-голямо количество полиметилметакрилат. Но ако облъчвател с мощност 1 *мгвт* само заменя стандартния реактивен съд и спестява изразходването на по-малко от 1 *м* катализатор на ден, икономическите изгоди от използването на облъчвателя не са очевидни. Интересни перспективи създава възможността за изработване на облъчвател, в който интензивността на радиационното поле е толкова голяма, че непрекъснатата полимеризация може да се осъществява по-бързо, отколкото в използваните понастоящем процеси.

Но като движещ мотив на приложението на новия технически метод на полимеризиране може да служи производството

на материали, които имат необикновени и много желателни свойства. Физически изпитвания за облъчване на полистирола и полиметилметакрилатата не бяха направени, но по отношение на тия материали няма основание да очакваме, че те ще се отличават значително от намиращите се в продажба.

Под въздействието на лъчението може да се получат и съвсем нови полимери.

Доколкото е известно, полиперфлуоропропилен, полиперфлуоробутадиен и полиперфлуороакрилонитрил никога преди не са се получавали по никакъв друг начин. Макар че добивът на получените продукти беше нисък и молекуларното им тегло беше малко, тези опити несъмнено доказват нагледно, че лъчението е мощно средство за получаване на свободни радикали.

Полимеризацията на етилена с помощта на облъчване може действително да бъде много интересен и перспективен метод, ако нашите данни, основани на екстраполацията, се окажат правилни и ако полимерът притежава необходимите физически свойства. Бретън [3] и неговите сътрудници показваха, че полефиленът може да бъде получен в значителни количества при температура около 200° С и при атмосферно налягане. Тъй като в съвременните промишлени процеси се изискват по-високи температури и извънредно високи налягания, този метод трябва да се подложи на по-нататъшно проучване.

Под въздействие на лъчението може да бъде получен и полиацетилен. Ако този полимер притежава полезни свойства, той може да се получи в значителни количества.

Полимеризацията на акриламида в твърдо състояние е друг пример за прилагане на лъчението. Акриламидът е твърдо кристално вещество, което се топи при температура 84° С и може да се полимеризира при нагряване до 150° С. Както се вижда от табл. 1, акриламидът в твърдо състояние под действието на лъчението ще се полимеризира в значително количество. При полимеризацията в твърдо състояние очевидно ще може да се получават полимери с нови свойства.

Старателното проучване на механизма на полимеризацията, предизвиквано от лъчението, трябва да посочи други области, в които това средство може да се прилага с успех. Например използването на лъчението трябва да даде възможност да се увеличи отклонението по време на полимеризацията. Както следва от работата [4], възможна е полимеризация на полиетилен с напречни вериги.

Лъчението може да причини също и други химически реакции.

Л И Т Е Р А Т У Р А

1. Borst L. B., "Radiochemical Studies: The Fission Products", ed. by Coryell C., Sugarman N., book 1, p. 344, National Nuclear Energy Series, IV-9, New York, 1951.
2. "Economics of Atomic Power", National Industrial Conference Board, New York, October 17 (1952).
3. Bretton R. H., Частно съобщение (1952).
4. Charlesby A., Proc. Roy. Soc., A 215, 187 (1952).
5. BNL - 229 (1953).
6. Ballantine D. S., Частно съобщение (Май 1953).

СЪОТНОШЕНИЯ МЕЖДУ ИЗМЕРИТЕЛНИТЕ ЕДИНИЦИ,
СРЕЩАЩИ СЕ В КНИГАТА, И МЕТРИЧНИТЕ
ЕДИНИЦИ¹

$$1 \text{ фут} = 0,305 \text{ м};$$

$$1 \text{ фут}^2 = 0,093 \text{ м}^2;$$

$$1 \text{ фут}^3 = 0,028 \text{ м}^3;$$

$$1 \text{ дюйм} = 2,54 \text{ см};$$

$$1 \text{ дюйм}^2 = 6,45 \text{ см}^2;$$

$$1 \text{ дюйм}^3 = 16,39 \text{ см}^3;$$

$$1 \text{ фунт} = 0,454 \text{ кг};$$

$$1 \text{ фунт}/\text{фут}^2 = 0,0005 \text{ кг}/\text{см}^2;$$

$$1 \text{ фунт}/\text{дюйм}^2 = 0,07 \text{ кг}/\text{см}^2;$$

$$1 \text{ галон} = 4,546 \text{ л};$$

$$1 \text{ Б. т. е.} = 0,252 \text{ ккал};$$

$$t_c = (t_F - 32) \frac{5}{9},$$

където

t_c — температура в градуси Целзий,

t_F — температура в градуси Фаренхайт.

¹ Добавено от редакцията.

СЪДЪРЖАНИЕ

От редакцията	3
I. Енергийни ядрени реактори	5
Увод	5
Ядрени реактори за произвеждане на електрическа енергия	10
Реактор с газов топлоносител	10
Реактор	10
Топлообменна система	19
Турбогенератор	23
Кратки изводи	29
Реактор с течен топлоносител	30
Реактор	30
Система на топлопренасяне	41
Турбогенераторен агрегат	48
Кратки изводи	52
Икономика	54
Бъдещи потребности и перспективи	56
Заключение	57
Изследване на реакторите, произвеждащи делещи се материали и електрическа енергия	59
Технически условия за икономически изгодна ядрена енергетика	60
Обсъждане на техническите условия	61
Типове реактори	66
Допустими капитални разходи за реактора	70
Типове реактори с известна технология	72
Проучване на възможността за създаване на реактор, произвеждащ плутоний и енергия	73
Избор на типове реактори	75
Описание на избрания реактор	77
Ядрени характеристики	79
Енергийна уредба	80
Превръщане на топлинната енергия на реактора в електрическа енергия	82
Следващ преход към производство само на електрическа енергия в комбинираната уредба, произвеждаща плутоний	83
Икономика на производството на енергия в комбинираната уредба, произвеждаща плутоний	85
Други проучени въпроси	87
Нерешени проблеми	88
Проучване на промишления реактор	91
Общи съображения	91
Избиране типа на реактора	94
Реактор с естествен уран с водно охлаждане	96
Реактор с двойно предназначение с бързи неutronи и с охлаждане с течен метал	105
Икономика	113
Общи резултати	20

II. Използуване на продуктите на деление като източници на лъчение	123
Промишлено използуване на радиоактивните продукти на деление	123
Технически съображения	123
Увод	123
Образуване на продуктите на деление	123
Радиоактивно разпадане	124
Характеристики на продуктите на деление	125
Оценка на радиоактивните свойства	127
Класове на продуктите на деление	129
Стойност на продуктите на деление	133
Попълване на изразходваните продукти на деление	133
Избиране на източници на лъчение	134
Придадена (индуктирана) радиоактивност	137
Промишлено използуване на лъчението от продуктите на деление	138
Енергия и мощност на лъчението, изпускано от продуктите на деление	147
Студена стерилизация на лекарствата, медицинските препарати и хранителните продукти	150
Промишлена ценност на студената стерилизация и граници на приложимостта ѝ	150
Състояние на техническите знания и други общи съображения	152
Стерилизация на лекарствата, фармацевтичните и медицинските препарати	156
Стерилизация на пеницилина	156
Изходни данни на технологичния процес	156
Стерилизация на други медикаменти и медицински принадлежности	164
Стерилизация на хранителните продукти	165
Повърхностно обработване на хранителните продукти	168
Унищожаване на паразитите	169
Активиране на химическите реакции	169
Увод	169
Технически предпоставки	170
Възможни начини за промишлено използуване	172
Плазмент на продуктите на деление	173
Необходимост от провеждане на по-нататъшни изследвания	174
Перспективи за използуване на продуктите на деление, образуващи се в процеса на работа на реакторите, и процеси, протичащи в реакторите (Д. Дъффи)	175
Необходима мощност на лъчението	176
Източници на лъчение, получавани в реактора	177
Бъдещи реакторни комбинати	182
Процеси на преработване на горивото	187
Някои изводи, отнасящи се до бъдещето на продуктите на деление	188
Литература	189
Промишлено бъдеще на радиационната химия (Б. Мановиц)	190
Газообразните продукти на деление като източници на лъчение	190
Подвижни гама-объръчватели	192
Отчитане на разходите в бъдеще	194
Възможности за полимеризация	195
Литература	199
Съотношения между измерителните единици, срещащи се в книгата, и метричните единици	200

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

Редактор: Ат. Николаев
Техн. редактор: К. Пингов Коректор: Й. Танева
Дадена за набор на: 21. VI. 1957 г. Подписана за печат на: 20. VIII. 1957
Печатни коли: 12·75 Издателски коли: 10·59
Формат: 59/84/16 Тираж: 1064 Тем. № 1192 Изд. № 7727. III. 2.
Книжно тяло 4·75 лв. Цена 1955 г. 6·55 лв. Подвързия 1·80 лв.

Държавна печатница „Г. Димитров“ — София — Пор. 904

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

РЕАКТИВНИ САМОЛЕТИ



ТОТЮ ИВ. ПЕНЕВ

**РЕАКТИВНИ
САМОЛЕТИ**

Цена 6,60 лв.

ИЗДАТЕЛСТВО

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

ТО ТЮ ИВ. ПЕНЕВ

РЕАКТИВНИ САМОЛЕТИ



ДЪРЖАВНО ИЗДАТЕЛСТВО „НАУКА И ИЗКУСТВО“
София — 1957

ПРЕДГОВОР

Създаването на реактивните самолети е най-интересното съвременно постижение на техниката.

Днешното състояние на авиационната наука и техника дава възможност да се конструират самолети, които летят със скорости, превишаващи три пъти скоростта на звука. За пет десетилетия (1906—1953) рекордната скорост на летенето порасна от 41 км в час на 2656 км. През последно време ежегодно скоростите в таблицата се увеличават средно с 25 км в час, като рекордът през 1957 г. със специално построен скоростен самолет в СССР е надминал 3600 км в час. Това, разбира се, е само един от началните етапи към преминаване на още по-големи скорости. Развитието на реактивната авиационна техника е непрекъснато и засега поне не може да се определят границите, до които то може да достигне.

Днес смело може да се каже, че втората половина на ХХ век се очертава като век на атомната и реактивната техника. Авиацията стана най-любимият спорт и мечта за нашата младеж. Чрез въздушния спорт у младежите се развиват смелост, решителност, воля, героизъм, съобразителност и други ценни качества, които са особено необходими при строителството на социализма в нашата родина.

Предлаганият труд „Реактивни самолети“ има за цел да запознае всички, които се интересуват от реактивната авиация, особено младежите, готвещи се за бъдещи летци, с постиженията и новостите в реактивната техника.

При излагането на материала авторът се е стремил в сбита, достъпна и популярна форма да даде обяснения на основните въпроси по аеродинамика на големите скорости, по устройството на реактивните самолети, по принципа и работата на реактивните двигатели. Разгледани са и въпросите за по-нататъшното развитие на реактивната авиация, за създаването на изкуствения спътник на Земята, възможността за осъществяване на междупланетните полети, а така също и проблемата за използването на атомната енергия в авиационните реактивни двигатели.

За написването на книгата са използвани много трудове в тази област, а освен това допринесоха и личният опит и практика на автора като летец-пилот.

ГЛАВА ПЪРВА

ПОЯВА, РАЗВОЙ И ПРИЧИНИ, НАЛОЖИЛИ РЕАКТИВНАТА АВИАЦИЯ

Поява и развитие на авиацията

Желанието за летене е занимавало човешкия ум от много векове и неговото начало се крие в най-отдалечените епохи на борбата между човека и природата. Всички летящи същества са учудвали първобитния човек и са будили у него желание да им подражава.

Но непознаването на природните закони и слабият напредък на техниката е карало хората да мислят, че ще могат да летят, ако подражават на птиците. Ето защо на тогавашния човек не му оставало нищо друго освен да създава легенди, такива като за Икар, майстор Манол, Александър Велики и др.

Първите опити да се издигне човек във въздуха са направени в Русия. Така например стар летопис ни разказва как писарят Крякутни от гр. Рязан през 1731 г., привързан към балон, напълнен с топъл дим, е успял да се издигне във въздуха на височина на камбанарията. По този начин той пръв в света извършил аеростатичен полет.

Откритието на Крякутни бива забравено. Царските чиновници, прекланящи се пред всичко чуждо, сковавали творческите сили на народа и спомогнали за потъпкването на това и на редица други такива ценни изобретения.

Принципът за летене на апарат, по-тежък от въздуха, е бил теоретически за пръв път обоснован в света от руския учен, философ и естествоизпитател М. В. Ломоносов. Той направил проект за въртолет.

Великият руски учен Д. И. Менделеев (1834—1907) със своя дълбок и аналитичен ум проникна в теоретичните основи както на статическия полет на балона, така и на динамичния на самолета и създаде теорията за летене на апарати, по-леки и по-тежки от въздуха. Голям принос в авиационната наука са неговите трудове от 1879 г. по въздушното съпротивление.

Изобретателят на първия в света летателен апарат, по-тежък от въздуха, е смелият руски моряк и талантлив корабостроител А. Ф. Можайски (фиг. 1).

Можайски е роден на 21 март 1825 г. в моряшко семейство. На 9-годишна възраст той постъпва в Петербургския морски кадетски корпус, който завършва на 16-годишна възраст с отличен успех, след което бива зачислен на служба в Балтийския флот. Той е бил с оствър и про-

нициателен ум и непреклонна воля. Неговите опити и експерименти не са имали равни на себе си не само по негово време, но и много години след него.

С възникването на мисълта за построяването на летателен апарат, по-тежък от въздуха, Можайски започва своите знаменити изследвания

върху летенето на птици, опити с хвърчила и самолетни модели, след което се заема с разрешаването на проблемата за създаване на самолет, на която той посвещава целия си живот. По това време още не са били правени никакви изследвания в областта на летенето на апарати, по-тежки от въздуха, и А. Ф. Можайски е трябвало да разрешава въпроси, още никому неизвестни.

За да проучи законите на движението във въздуха, Можайски прави отначало малки хвърчила, след това построява хвърчила с голяма товароподемност, върху които в 1873 г. сам се издига във въздуха, използвайки за пускане в движение на хвърчилото препускаща тройка коне. Това е първото издигане на човек във въздуха от подобен род, а 13 години по-късно същият опит е бил повторен от французина Майо.



Фиг. 1. А. Ф. Можайски

извод за взаимната връзка между големината на подемната сила, по-върхността и скоростта на движещото се тяло.

Като венец на дългогодишните изследвания на Можайски е разработеният през 1876 г. от него проект на самолет и построяването му. Разчетната скорост на самолета е била 40 км в час, при общо тегло на конструкцията 800 кг. През януари 1877 г. проектът се разглежда от комисия, председателствувана от Д. И. Менделеев. Високите летателно-технически данни изумили официалната комисия на Военното министерство и тя признава и одобрява проекта.

Докато на Запад изобретателите са мислили, че такъв самолет може да бъде построен само с махащи криле, наподобяващи тези на птиците, Можайски смело отхвърля тая мисъл и се заема с построяването на еднокрилов с неподвижно крило самолет въпреки финансови затруднения и липса на подкрепа от тогавашното правителство.

Самолетът на Можайски имал леко изкорубено правоъгълно крило с носеща площ 370 кв. м, съставено от скелет от наддължни и напречни дървени летви и облечено с копринен плат с лакова намазка. Крилото отгоре и отдолу било здраво опънато със стоманени телове, прикачени към ниски масти. Формата на тялото на самолета представлявала лодка с опашка, към която били прикрепени вертикален и хоризонта-

лен стабилизатор и кормила за височина и посока. Самолетът бил снабден и с колесник. В тялото били поставени два парни двигателя, които привеждали в движение две четирилопатни витла. Конструктор на тези двигатели бил самият Можайски. Днешните самолети в основата си имат елементите на самолета на Можайски.

За по-нататъшното усъвършенстване на самолета работят редица големи учени и изобретатели от различни страни.

Братя Райт от САЩ са построили самолет, с който са прелитали доста големи разстояния.

Французинът Роберт Есно Пелтри също е построил самолет и с него прелетял 1500 метра разстояние, като се е издигнал на височина 50 м.

Анри Фарман на 30. X. 1908 г. излетя от гр. Шалон и каца в гр. Реймс, като за 17 минути е прелетял 27 км.

Луи Блерие на 25. VII. 1909 г. е прелетял Ламанш, като е излетял от гр. Кале и кацнал в гр. Дувър — изминал е разстояние от 38 км за 32 мин.

С прелитането на Ламанш авиацията излиза от началния си стадий на развитие и се открива пътят към нейното практическо използване.

Военните министерства на големите страни, виждайки в самолета добро бойно средство, започват да поощряват развитието на авиацията с отпускането на големи парични средства, като постепенно самолетостроенето започва да се развива под тяхното въздействие и не посредствено участие. Така например Франция през 1909 г. построява първите в света самолетни заводи, като през 1911 г. капацитетът им е достигнал 1350 самолета на година.

Обръща се също голямо внимание на тактико-техническите качества на самолета. Ако разгледаме периода от 1908 г. до 1913 г., ще видим, че рекордната скорост от 80 км/час, достигната през 1909 г., стига през 1910 г. до 100 км/час, през 1912 г. — до 170 км/час, а през 1913 г. — до 200 км/час. Рекордната продължителност на летене от 2 часа и 18 мин. през 1908 г. се покачва през 1909 г. на 4 часа и 17 мин., през 1910 г. — на 8 часа и 12 мин., а през 1912 г. достига до 13 часа. Рекордната височина през 1909 г., възлизаша на 510 метра, се повишава през 1910 г. на 3500 м, през 1911 г. — 3900 м, през 1912 г. на 5610 м, а през 1913 г. достига 6150 м.

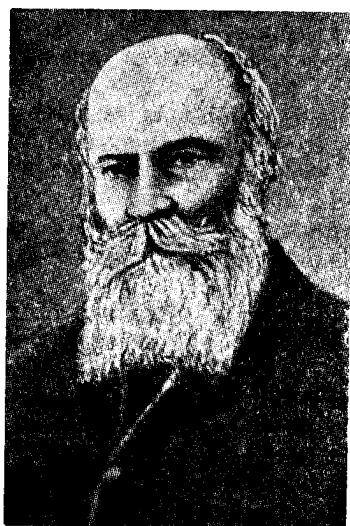
До горните постижения се дойде благодарение на бързото усъвършенстване на леките бензинови двигатели, които намериха широко приложение в самолетостроенето.

За усъвършенстване на самолетите изникна необходимостта от създаване на специална авиационна наука, наречена аеродинамика. Нейни създатели са видни руски учени начело с проф. Николай Егорович Жуковски (фиг. 2).

Жуковски е посветил целия си живот на аеродинамиката. В многообразните си трудове той широко развива идеите на Ломоносов, Менделеев, Можайски и други видни пионери на авиационната наука. В труда си „За присъединените вихри“, публикуван в 1906 г., Жуковски излага основната теория за крилото, като показва как се образува подем-

ната сила. От 1911 г. той започва забележителните си изследвания по вихровата теория на витлото.

За 50 г. научна работа Жуковски написва повече от 200 труда из областта на аеродинамиката, балистиката, математиката и други науки.



Фиг. 2. Н. Е. Жуковски



Фиг. 3. С. А. Чаплигин

Н. Е. Жуковски е бил и голям организатор. Още в годините на гражданска война по указание на съветското правителство е основал Централния аерохидродинамически институт — ЦАГИ. Той също е бил организатор и първи ректор на „Института на инженерите на червена въздушна флота“, впоследствие преобразувана във Военно-въздушна академия, носеща името му.

В приетото по инициатива на В. И. Ленин специално постановление на Съвета на народните комисари от 3. XII. 1920 г. при чествуване 50-годишната му научна работа Жуковски бил наречен „баша на руската авиация“.

Заслугите на Н. Е. Жуковски в областта на авиацията са извънредно големи. Той е разработил изключително важни теории, върху които се основават изчисленията на съвременните самолети. Като работил с необикновен творчески размах, той е изобретил и построил модели на аутожир, вертолетно витло и въздушно-реактивен двигател, който се поставя в краищата на лопатите на въздушното витло.

Сергей Алексеевич Чаплигин (фиг. 3) е роден на 5. IV. 1870 г. в гр. Рененбург. Завърши математическия отдел на Московския университет. Чаплигин по настояване на проф. Н. Е. Жуковски остава в университета, за да се подготви за професорско звание. След Октомврийската революция в 1917 г. Чаплигин всецяло се посвещава в служба

на социалистическата си родина. След смъртта на Жуковски той възглежда ЦАГИ и отдава всичките си знания и огромен опит за създаване на авиационна индустрия и нова научно-техническа база в СССР.

Голям принос в авиационната наука е неговата докторска дисертация „За газовите струи“, с която се слага началото на нов отрасъл на науката — газова динамика.

В този си труд Чаплигин отбелязва, че при летене със скорост, значително по-малка от скоростта на звука, въздухът, който обтича самолета, може с достатъчна точност да се смята за несвиваем и, обратно, при големи скорости е необходимо да се взема предвид свиването на въздуха. Трудът му „За газовите струи“ придоби световна известност и послужи като основа на много изследвания, свързани със свръхзвуковите скорости. Редица научни трудове Чаплигин е посветил на крилото: „За налягането на плоскопаралелен поток върху преграждащи тела“, „По въпроса за общата теория на крилото на едноплощник“ и др.

Чаплигин разви и задълбочи много положения в аеродинамиката, повдигнати от Н. Е. Жуковски, и поради това той стана истински негов продължител. В същото време по силата и своеобразието на своя математически талант, по оригиналността и широтата на своите изследвания, по броя на своите последователи Чаплигин заема почетно място в историята на руската аеродинамика и газова динамика.

Всички трудове на Чаплигин имат голямо практическо значение. Неговите изследвания се използват при създаване на механизирани крила с предкрилки, задкрилки и клапи за кацане.

Особено голямо значение имат трудовете му сега, когато са достигнати големи летателни скорости. Въз основа на теорията, развита и допълнена от неговите ученици, са разработени практическите методи за изчисляване обтичането на крилото с големи дозвукови и свръхзвукови скорости.

Причини, които наложиха реактивните самолети

За по-нататъшното усъвършенствуване на летателните характеристики на самолетите работят много конструктори от различни страни. Непрекъснато се увеличава скоростта на летене, която е един от най-характерните показатели, за което през цялата история на авиацията изобретателите са водили непрекъсната борба. Голямата скорост дава възможност на човека да преминава за кратко време големи разстояния, да пренася товари от едно място на друго за малко време, като се спечства много общественополезен труд и по този начин се подпомага бързото икономическо развитие на дадена страна. Скоростните военни самолети са гаранция за охрана на въздушните граници на всяка страна. Скоростта на летенето нарасна от 50—70 *км/час* при създаването на авиацията и стигна до 700—800 *км/час* с бутални двигатели. Това дойде като резултат от бързото увеличаване на мощността на буталните авиационни двигатели, която в началото на нашия век беше 12—14 *к. с.*, а в наши дни надмина 4000 *к. с.* Това е сравни-

телно голям прогрес, обаче този прогрес на буталните двигатели към края на Втората световна война се оказа вече съвсем недостатъчен. За увеличаване на скоростта на самолетите се дойде до необходимостта за създаване на нови мощни двигатели, които да бъдат с малко тегло и размери, тъй като по-нататъшното увеличаване на мощността на буталните двигатели довежда до увеличаване на полетното тегло на самолетите, което става главно за сметка на увеличеното тегло на двигателите.

Това нагледно се вижда от следния пример: нека самолет, снабден с витлобутален двигател, да развива 500 км/час при мощност на двигателя 2000 к. с. Увеличаването на скоростта на летенето два пъти (1000 км/час) ще стане само ако се увеличи мощността на двигателя осем пъти, т. е. 16 000 к. с. , тъй като мощността, необходима за преодоляване съпротивлението на въздуха при обтичане на самолета, е пропорционална на куба от скоростта на летенето по формулата $N = \rho c_x S V^3 = A V^3$,

където N е мощността на двигателя (к. с.);

ρ — плътността на въздуха $\left(\frac{\text{кг. сек}^2}{\text{м}^4} \right)$;

c_x — коефициентът на съпротивлението;

S — носещата площ на крилото (м^2);

V — скоростта на летенето.

Приведеният пример се отнася за лек изтребителен самолет, а ако самолетът е пътнически или товарен, то за достигане на същата скорост от 1000 км/час е необходима мощност от около 25 000—35 000 к. с.

Построяването на такива мощнни двигатели е практически невъзможно. Затова се прибягва до поставяне на един самолет по няколко двигателя, което е възможно само при бомбардировачните и транспортните самолети, но не и на леките — изтребителите.

Друга причина, която налага употребата на нови видове авиационни двигатели, е наличието на витло в самолетите с бутални двигатели, което от 600—700 км/час нагоре се явява като спирачка за раздаване на по-голяма скорост, тъй като рязко се влошава коефициентът на полезното му действие (КПД). Цялата мощност на авиационния двигател се изразходва за въртене на въздушното витло. По-голямата част от тая мощност се изразходва за създаване на теглителна сила, т. е. за отблъскване на въздуха от витлото, докато останалата част от мощността се загубва при завихрянето на въздуха и за други загуби. Тези загуби отчитат коефициента на полезното действие на витлото, които показват каква част от мощността на двигателя отива за полезна работа, т. е. за създаване на теглителна сила, който при обикновени условия достига 85%. С увеличаване на скоростта на полета КПД на витлото намалява, тъй като лопатите му започват да работят лошо при скорости близки, равни или по-големи от скоростта на звука. Лошата работа на витлото се дължи на образувалите се ударни вълни в краищата на лопатите. Това води до причината, вследствие на която буталният авиационен двигател с въздушно витло се оказва малко

пригоден за летене на големи скорости и с него не сме в състояние да преминем „звуковата бариера“. За разрешаването на тая задача е необходим двигател, принципно различен от буталния. Оттук следва, че славата на буталния двигател с въздушно витло като основен тип двигател в авиацията непрекъснато намалява. Обаче това не значи, че буталните двигатели станаха напълно непригодни за авиацията. Те все още намират широко приложение и ще се използват дълго време в авиацията, и то за самолети с малки скорости и голяма продължителност на летене.

От голямо значение за увеличаване скоростта на летенето е подобряването аеродинамичната форма на самолетите, което е причина за намаляване на члените им съпротивления. В това отношение авиоконструкторите направиха много, като непрекъснато усъвършенствуваха и предаваха добра обтикаема аеродинамична форма на самолета и неговите елементи. За това спомогнаха много клонове на науката, като математиката и механиката, които позволиха да се правят точни изчисления за якостта на самолета, като при това самолетите и двигателите се правят с минимално тегло и размери, а се осигурява безопасността на полетите. Постиженията на металургията дадоха възможност да се използват в авиацията висококачествени стомани и леки сплави. Химията дава съвременни авиационни горива и др.

Друго ефикасно средство за намаляване членното съпротивление на самолетите и увеличаване скоростта на летенето е извършване на полети на големи височини, където въздухът е значително по-рядък и плътността му е доста намалена. Така например на височина 12 000 метра плътността на въздуха е четири пъти по-малка, отколкото при морското равнище, а на 32 000 метра — 100 пъти. Следователно при такава височина, където плътността на въздуха е малка, съпротивлението на самолета при летене ще е много по-малко, отколкото при земята. Необходимата мощност на двигателя за придвижване на самолета с увеличаване височината на полета се увеличава пропорционално на скоростта на полета на първа степен, за разлика при постоянна височина, където потребната мощност на двигателя, както се каза по-горе, расте пропорционално на куба на скоростта на полета. Например, ако на самолет, летящ със скорост 500 *км/час* на 500 метра височина, му е необходима мощност 1200 *к. с.*, то за увеличаване скоростта на полета на същия самолет на 1000 *км/час*, като лети на същата височина от 500 *м*, ще му бъде необходима мощност от 9600 *к. с.*, т. е. 8 пъти повече, докато при извършване на полет със същия самолет на височина 12 000 *м* мощността, необходима за двигателя (потребната мощност), ще бъде 2400 *к. с.* (двойно), а не 8 пъти (9600 *к. с.*), както беше при полет на височина 500 *м*. Създаването обаче на височинни бутални двигатели, които да увеличават мощността си с изкачване на височина, среца редица трудности. Главната причина е тая, че тия двигатели намаляват мощността си с намаляване плътността на въздухът и в разредените слоеве на атмосферата те загубват много от разполагаемата си мощност. Това се дължи главно на причината, че с изкачване на височина въздухът се разрежда, което води до нама-

ляване количеството въздух, влизашо в цилиндрите на двигателите. За правилното изгаряне на горивовъздушната смес (бензин и въздух) в цилиндрите на един килограм бензин се полага 15 кг въздух, т. е. съотношението на бензина към въздуха е 1:15. При намаляване на въздуха трябва да се намалява и горивото, а оттам ще се намали и мощността на двигателеля. Освен това на височина при разредена атмосфера витлото при въртенето си ще отблъска по-малко количество въздух, вследствие на което и теглителната сила на витлото ще спада, което също не е маловажно. Ето още една причина, която налага буталните авиодвигатели да бъдат заменени с нов вид височинни двигатели.

Далечината и продължителността на полета също са от голямо значение за човека. Далечината на полета от няколко километра нарасна до 10 000—15 000 км. Полетното тегло от няколко стотици килограма достигна до 170 тона и повече.

За по-нататъшното увеличаване на скоростта, далечината и продължителността на летенето на самолетите се прибегна до използване на новите видове авиационни двигатели, които достойно изместяват буталните с въздушно витло, извършиха техническа революция в авиацията и наложиха реактивните самолети. Тия двигатели са именно реактивните.

Как се появиха реактивният двигател и реактивният самолет?

Развитие на реактивната техника

Принципът на реактивното движение е известен още от най-стари времена. Така например първият реактивен апарат, работещ по принципа на реактивната турбина, е било кълбото на Херон Александрийски, построено 120 г. преди новата ера.

Идеята за създаване на реактивна кола с парен котел, привеждана в движение вследствие на реакцията от струята пара, изтичаща от реактивното сопло, принадлежи на Нютон (1680 г.). Счита се обаче, че реактивният принцип на движение е бил приложен за пръв път в Китай, при използването на барутни увеселителни ракети — фойерверки.

В Русия при Петър I барутните ракети, които представляват първообраз на барутни ракетни двигатели (БРД), разработени от руските майстори, се използвали за осветяване и сигнализация, а също така и за бойно оръжие.

Голямо значение за развитието на ракетната техника имат работите на талантливия изобретател инж. К. И. Константинов, живял и работил в средата на миналия век (1818—1872). Трудът на Константинов „За бойната ракета“ получи широка известност както в Русия, така също и в другите страни.

Схемата за използване на барутните ракетни двигатели в качеството на реактивни двигатели за управляем летателен апарат била за пръв път разработена в края на XIX век.

Приоритетът за разработване на такава схема принадлежи на руската техническа мисъл и е свързана с името на руския революционер-народоволец, 27-годишния студент Н. И. Кибалчич (фиг. 4).

Кибалчич бил активен участник в терористичния акт, осъществен от народоволците на 1 март 1881 г. Бомбата с която е бил убит цар Александър II, е била изработена от Кибалчич.

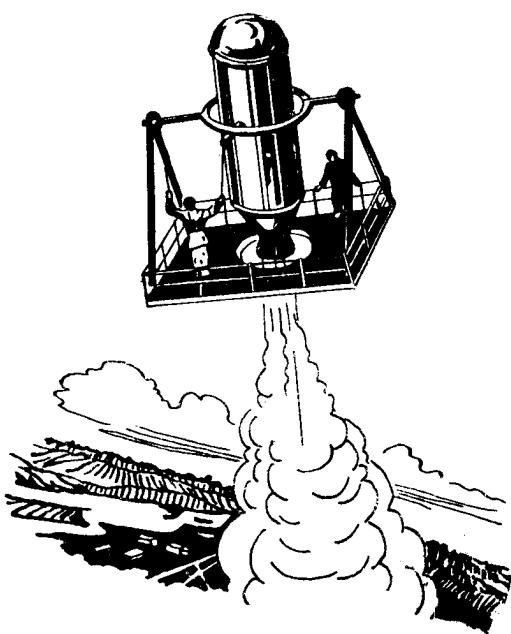
Десет дни преди да бъде екзекутиран (1881 г.), Кибалчич разработил проект на летателен апарат, към който трябвало да се постави барутен ракетен двигател. Този проект за управляем ракетен апарат следва да се разглежда като пръв в света.

В своята записка Кибалчич пише:

„Намирам се затворен, остават няколко



Фиг. 4. Н. И. Кибалчич



Фиг. 5. Реактивният летателен апарат на Кибалчич (проект)

с мен, а ще съществува сред хората, за които аз бях готов да по-жертвувам своя живот.“

Според Кибалчич както излитането, така и самото летене на неговия апарат трябвало да се извърши за сметка на реактивния ефект

дни до моята смърт и пиша този проект. Аз вярвам в осъществяването на моята идея и тази вяра ме поддържа в моето ужасно положение. Ако тази моя идея след внимателно обсъждане на учениците и специалистите бъде призната за осъществима, то аз ще бъда щастлив за това, че ще направя голяма услуга на родината и човечеството. Аз спокойно тогава ще срещна смъртта, знаейки, че моята идея не ще загине заедно

от струите на газа, образували се при горенето на барута в специален ракетен двигател. Управлението на летателния апарат трябвало да се постигне чрез известно наклоняване на ракетния двигател в една или друга посока (фиг. 5).

Идеята на Кибалчич за създаване на реактивен летателен апарат днес се осъществи и получи широко приложение.

Течно-ракетните двигатели (ТРД) в сравнение с барутните двигатели се развиха доста по-късно. Те се появиха през последните 15—20 години, когато общото развитие на науката и техниката достигна такова високо равнище, при което стана възможно да се разрешат трудностите при управлението им, сложността на физико-химическия процес на горене, безопасността при обслужването им, охлаждането им и др.

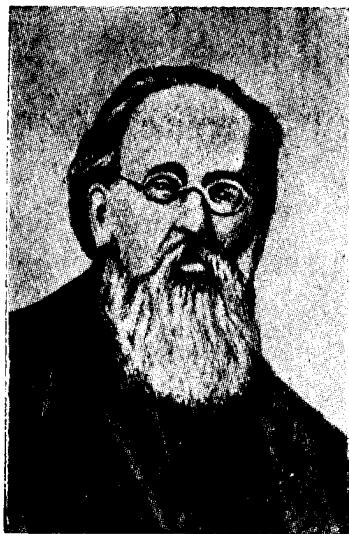
За пръв път схемата на ТРД е разработена в Русия през 1903—1905 г. от бележития учен К. Е. Циолковски (1857—1935) (фиг. 6). В тази своя схема Циолковски предлага да се използува разширяващото се сопло, да се осъществи охлаждане на стените на горивната камера и соплото с течно гориво или течен окислител, да се подават същите в горивната камера с помощта на помпи и най-после да се употребят за управление на ракетите на големи височини кормила, работещи в струята на газа.

К. Е. Циолковски е разработил не само основните въпроси от теорията на ТРД, но и със своите многобройни трудове е сложил начало на научните изследвания в областта на реактивната авиация.

Първият труд на Циолковски в областта на реактивната техника „Изследване на мировото пространство с реактивни уреди“ бил публикуван в 1903 г., а след смъртта му в неговата архива бил намерен непубликуваният му ръкопис „Свободното пространство“, написан през 1883 г.

В своята работа по реактивното движение К. Е. Циолковски подробно и дълбоко научно е разглеждал реактивното движение като цяло. Той излага научната теория за междуplanetния и космичен полет, въвежда основните закони за това и доказва, че единственото средство за достигане на междуplanetното пространство е ракетата, а единственият двигател, който е годен за такава ракета, е ТРД.

Възползвайки се от изведената от него формула за крайната скорост, достигната от ракетата, той доказва, че ракета с ТРД може при ограничена скорост на изтичане на продуктите на горенето от ракетния двигател да достигне много голяма скорост, като при такава



Фиг. 6. К. Е. Циолковски

ракета няма да се изпитва много голямо претоварване, а ускореният ѝ полет може да се постави в пределите, допустими за човешкия организъм.

Освен това К. Е. Циолковски дълго време се е занимавал и с изучаването на въпроса за горивото на ТРД. Изследвал е величината на топливния ефект на реакцията при изгарянето на различни елементи.

Благодарение на тези изследвания К. Е. Циолковски е предложил да се използват в качеството на гориво въглеводородите, течният водород и течният кислород, които понастоящем се използват за горива в ТРД.

В 1911 г. Циолковски е преиздал книгата си „Изследвания на ми-
ровото пространство с реактивни уреди“, в която книга за пръв път е
изказал мисълта за възможностите за прилагане на атомната енергия
в реактивните двигатели, като е изчислил допустимите скорости на из-
тичане и скоростта на полета на ракетата с такъв двигател.

Трудовете на К. Е. Циолковски са били посрещнати с голям ин-
терес от научните технически кръгове и са послужили за появяването
на цялата редица трудове, означенувани с началото на практическите
разрешения на проблеми за създаване на реактивната техника.

Творческият живот на Циолковски в царска Русия преминава в непрекъсната борба с консервативната наука. Едва при съветската власт той получи своето признание като голям новатор на техническата мисъл. За отбелзване е, че Циолковски разработил проблеми не само за далечното бъдеще, свързано с космичните кораби, но и написал ре-
дица трудове, посветени на прилагането на ракетите и въздушно-реак-
тивните двигатели на самолета. Неговото пророческо изказване: „След
ерата на самолетите с въздушни витла ще следва неминуемо ерата на
реактивните самолети“ се осъществи в наши дни.

Ето защо днес с пълно право Циолковски се смята за родоначалник на съвременната реактивна техника.

По изследването на ТРД в СССР голяма теоретична и експери-
ментална работа извършва инж. Ф. А. Цандер. Той разработва топлин-
ния разчет на работния процес за ТРД, а също така работи и върху
икономичността на ТРД, като предлага използването на нови цикли
за повишаване икономичността на ТРД. Цандер също така предлага
способ за охлаждане на стените на ТРД. Освен това той отделя го-
лямо внимание за използването на някои метали във вид на ситен
прах за гориво в течно-ракетния двигател. Идеята за метално гориво
довежда до мисълта за изгаряне на части от ракетата, след като те
престанат да бъдат необходими, например резервоарите след изразход-
ване на горивото и други.

През време на работата си Цандер построява два двигателя ОР-1 и ОР-2, с които полага началото на експерименталното изучаване на процеса и конструкцията на ТРД. Двигателят ОР-1 е бил построен в 1930—1931 г. Той работи с бензин и съгъстен въздух и развива тег-
ителна сила до 5 кг. През 1932 г. Ф. А. Цандер създава проекта на
двигателя ОР-2, който бива осъществен с негово участие. Този дви-

гател е работил с бензин и течен кислород, като развивал теглителна сила 50 кг.

През 1928 г. Ю. В. Кондратюк отпечатва своя труд „Завоевание на междупланетното пространство“, в който подробно изследва оствъществяването на космичния полет. Тук той отделя особено внимание на подбора на горивото, като говори за използването за гориво на елементите литий, бор и неговите съединения с водорода, а така също и металите.

В своя труд Кондратюк пише за значението на молекулното тегло на продуктите на горенето за работната смес на ТРД и излага особеностите на разширението на продуктите на горенето в соплото при наличността на силна дисоциация в камерата. Също така негова е идеята и за доизгаряне на продуктите на горенето по дължината на соплото, като по пътя им постепенно се добавя окислител. По този начин Кондратюк е целял да ограничи голямото повишаване на температурата в горивната камера.

В областта на ТРД големи теоретични и експериментални трудове публикува В. П. Глушко още през 1929 г. за горивото и основното устройство на ТРД. М. К. Тихонравов конструира редица метеорологични ракети СТРД.

Ракетите на Тихонравов извършват през 1934 г. редица сполучливи полети, а в 1935 г. една от тях достигнала на височина от няколко километра.

В 1934—1935 г. се появяват трудовете на В. П. Глушко, С. П. Каролев, Ю. А. Победоносцев, Л. С. Душкин, В. П. Ветчинкин, А. М. Исаев и други съветски учени, изследователи, конструктори и инженери.

Опити по изпитанието на ТРД на земята и в полета са правени и в редица други страни.

В Германия през 1931 г. се е състояло изпитанието на ракетата „Винклер“, „Ридел“ и др.

В САЩ през тези години изпитание на ракети провежда проф. Годард.

Първите летения на самолет-планер с течно-ракетен двигател в Съветския съюз се извършиха през 1939—1940 г., като в качеството на експериментален самолет е бил използван планерът конструкция на С. П. Каролев, на който е бил поставен двигател, конструиран от А. С. Душкин.

В Германия през лятото на 1940 г. бе изпитан безопашният планер DFS—194, на който бил поставен ТРД. След летателното изпитание този планер с цялата си работа по него е бил предаден на фирмата „Месершмид“.

През 1941—1942 г. в СССР е бил конструиран първият реактивен самолет с ТРД, наречен „БИ“, от група инженери под ръководството на В. Ф. Болховитинов. За двигател на този самолет е бил използвана ТРД конструкция на Л. С. Душкин и А. М. Исаев. През юли 1941 г. Държавният комитет на от branата разгледал проекта на реактивния самолет „БИ“ и взел решение да се построят пет опитни реактивни

самолета. След 40 денониция колектив от съветски инженери завършва построяването на първия от петте самолета.

Реактивният самолет „БИ“ представлява свободоносещ средноплан от смесена конструкция с прибирам колесник, с опашно колело. В носовата част на тялото са разположени две 20 *мм* оръдия, боезапас към тях и радиоапаратура. В опашната част на тялото на самолета е поставен ТРД и помпените агрегати. Задействуването на колесника и задкрилките на самолета се извършва по пневматичен начин — от бордна бутилка със сгъстен въздух.

Летателните изпитания на реактивния самолет „Би“ започват на 10. IX. 1941 г., като самолетът е първоначално буксиран във въздуха от самолет Пе-2.

Първият полет на реактивния самолет „БИ“ с работещ ТРД е бил извършен на 15. V. 1942 г. от пилота-изпитвач капитан Г. Я. Бахчиванджи. С този полет започва нов етап от развитието на съвременната авиация — етап от развитието на самолета с принципно нов тип двигател.

През годините на Великата отечествена война съветските конструктори работиха и над няколко други типове реактивни изтребители с ТРД. Така конструкторският колектив, ръководен от Н. Н. Поликарпов, работи над реактивния самолет, известен под името „Малютка“. Друг колектив, възглавяван от М. К. Тихонравов, създаде самолета „302“.

Реактивните самолети „БИ“, „Малютка“ и „302“ са първите в света реактивни самолети, снабдени с течно-ракетни двигатели. Основен недостатък на тия самолети била малката продължителност на летене (от 8 до 15 мин.).

През 1943 г. в САЩ се състояло изпитание на първия американски самолет с течно-ракетен двигател.

През годините на Втората световна война немците обръщат особено голямо внимание на ракетите за далечно действие, работещи с течно-ракетни двигатели. Към тях се отнася ракетата „А-4“ (V-2), използвана от немците за обстрелване на южните крайбрежия на Англия през 1944—1945 г.

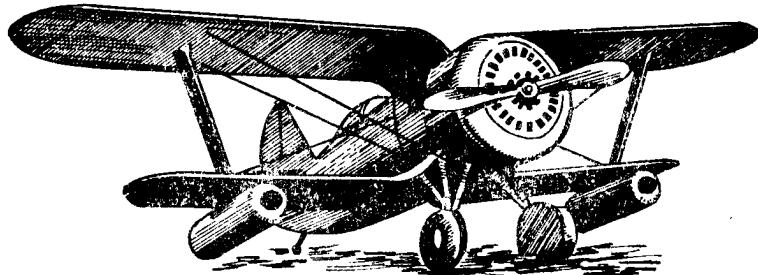
Поради големите въздушни нападения над немските военно-промишлени и други центрове възниква необходимостта от създаване на нови изтребителни самолети, способни ефикасно да се борят с американските бомбардировачи. За тази цел в края на 1943 г. планерът „DFS“ е бил преработен в реактивен изтребител „Ме-163 В“ с ТРД „Валтер“, развиващ теглителна сила 1500 кг. Скоростта на летенето на този самолет е била 900 км/час.

Днес в много страни са създадени самолети-снаряди с течно-ракетни двигатели с теглителна сила от 3 до 10 тона и с продължителност на работа от 30 до 50 сек. Такива са ракетите „Ника“ и „Корпорел“ в САЩ, снарядите на Английското министерство на снабдяването и др.

В различните страни за експериментални цели и изследване на високите слоеве на атмосферата се използват ракети, снабдени с ТРД,

чиято теглителна сила достига от 10 до 30 тона. Такава е например ракетата „Викинг“ в САЩ, „Вероника“ във Франция и т. н., които са първообраз на немската ракета „А-4“.

Бързото развитие на реактивните самолети се дължи и на създаването на други схеми реактивни двигатели — така наречените въздушно-реактивни двигатели.



Фиг. 7. Самолет „И-153“, конструкция на Поликарпов, с два допълнителни правопоточни въздушно-реактивни двигатели — конструкция на Меркуров

Руският инженер И. И. Третеский предлага в 1849 г. да се използува силата на реакцията при изтичане на сгъстен газ за придвижване на аеростат. В 1866 г. Н. М. Соковнин разработва схема и проект на въздушно-реактивен двигател (ПВРД), реактивната теглителна сила на който се създава в резултат на реакцията на изтичащите газове.

През 1908 г. във Франция се разработва от Лорен оригинална схема. Тази схема предполага изпускането на изгорелите газове да става през реактивно сопло, където да се образува реактивна теглителна сила. Тоя принцип на Лорен по-специално намира приложение в някои бутални авиационни двигатели и днес.

През 1911 г. Лорен даде описание на редица схеми на правопоточни въздушно-реактивни двигатели (ПВРД). Схемата на ПВРД, най-близка към съвременните схеми, беше разработена от френския конструктор Ледюк.

В предвоенните години в Съветския съюз се провежда изпитание на правопоточен въздушно-реактивен двигател, конструкция на И. А. Меркулов. По два такива двигателя били поставени на долните крила на самолетите И-152 и И-153, конструкция Н. Н. Поликарпов, като допълнителни към основните бутални двигатели (фиг. 7). Първите полети с такъв самолет извършва опитният летец-изпитвач Логинов. Той включва тия двигатели на определена височина, вследствие на което максималната скорост на летене се увеличава рязко.

През 1942 г. в Германия се направиха изпитания на правопоточен въздушно-реактивен двигател, конструкция на Зенгер. По настоящем в много страни в света се разработват и се провеждат изпитания на такъв тип двигатели.

Изобретател на пулсиращ въздушно-реактивен двигател (ПуВРД) е руският инж. В. В. Караводин, който в 1906 г. предлага труда си „Апарат за получаване на пулсираща струя на газа със значителна скорост вследствие периодически взривове на горивната смес“. През 1908 г. Караводин построява и провежда изпитание на газова турбина с пулсиращи камери. Едностепенчатата турбина с диаметър 150 мм работила без компресор. Имала четири горивни камери с тръби с дължина три метра. Турбината развивала 10 000 оборота в минута и давала мощност 1,6 k. с. Във всяка горивна камера ставали около 30 възпламенявания за секунда на горивото (бензина), при което се образувало налягане до 2,5 кг/см^2 .

През 1943 г. в Германия бива построен самолетът-снаряд V-1 с пулсиращ ВРД и автопилот, който е взел участие във войната против Англия.

Схема за създаването на мотокомпресорен въздушно-реактивен двигател за пръв път е била направена от руския инж. Горохов през 1911 г.

Мотокомпресорният ВРД на Горохов се е състоял от бутален двигател, привеждащ в движение два компресора, подаващи въздух в две горивни камери, в които се извършвало изгарянето на горивото при постоянен обем, и реактивно сопло, през което продуктите на горенето се изхвърляли в атмосферата, създавайки реактивна теглителна сила, необходима за движението на самолета.

През 1940 г. в Италия за пръв път е бил построен и изпитан самолет с мотокомпресорен ВРД от конструктора Кампини. По-нататъшно развитие мотокомпресорните ВРД не получиха.

През 1909 г. руският инженер Н. Герасимов за пръв път в света предлага схема на турбо-реактивен двигател. Турбо-реактивният двигател (ТурРД) на Герасимов има всички основни елементи, каквито имат съвременните турбо-реактивни двигатели. Той се състои от горивни камери, газова турбина и компресор. Компресорът нагнетява и изпраща въздух в горивните камери, където се произвежда горенето. Газът от горивните камери попада на лопатките на турбината и я привежда в движение. Турбината от своя страна привежда в движение компресора. Излизайки от турбината с намалена скорост, газовете се отправят в специални канали, откъдето излизат с голяма скорост, създавайки по този начин реактивна теглителна сила.

Подобен газотурбинен двигател е изработил през 1924 г. съветският учен В. И. Базаров. Двигателят на Базаров се състои от компресор, горивни камери и газова турбина, който по принципна схема наподобява на съвременните авиационни газотурбинни двигатели с центробежни компресори. Базаров за пръв път предлага идеята за разделянето на въздуха, излизаш от компресора, на две части. По-малката част от въздуха навлиза в горивните камери, където се извършва изгарянето на горивото при висока температура. По-голямата част от въздуха не участва в горенето, а се примесва с изгорелите продукти и служи за намаляване на температурата на газовете до предел, допустим за огнеупорния материал на лопатките на турбината.

Това предложение осигурява устойчиво горене на горивото в горивната камера и сигурна работа на лопатките, което е залегнало в основата на работата на всички съвременни газотурбинни двигатели.

Значителна работа по създаването на турбо-реактивен двигател е била извършена в Англия от конструктора Ф. Уитли. Той предлага и построява на самолет турбо-реактивен двигател, който за пръв път бива изпитан във въздуха през 1941 г. в Англия.

Конструирането на турбо-реактивен двигател в Германия беше предшествувано от усилена работа в областта на газовите турбини с центробежни и осови компресори. В 1942—1943 г. били конструирани и пуснати в серийно производство в заводите „Юнкерс“ и „БМВ“ турбо-реактивните двигатели „ЮМО-004“ и „БМВ-003“. Самолетът „Ме-262“, снабден с два двигателя „ЮМО-004“, е развивал скорост около 900 км/час.

Двигателят „БМВ-003“ е бил монтиран на самолетите „Хайнкел“, „Арадо“ и др.

Тези двигатели са развивали теглителна сила 850—900 кг със срок на работа от 25 до 100 часа.

Към края на Втората световна война Япония също се опитва да приложи реактивната техника. Биват създадени няколко самолета „Бака“ с реактивни двигатели, без приспособления за кацане.

Самолетът с намирация се в него летец-„смъртник“ („камикадзе“) се е прикачвал към двумоторен бомбардировач. Последният избуксиравал самолета „Бака“ до зоната на бойните действия, откачвал го е, след което летецът-„смъртник“ насочвал своя самолет към целта и заедно със самолета загивал и той. Завръщането на самолета „Бака“ на аеродрума е било невъзможно.

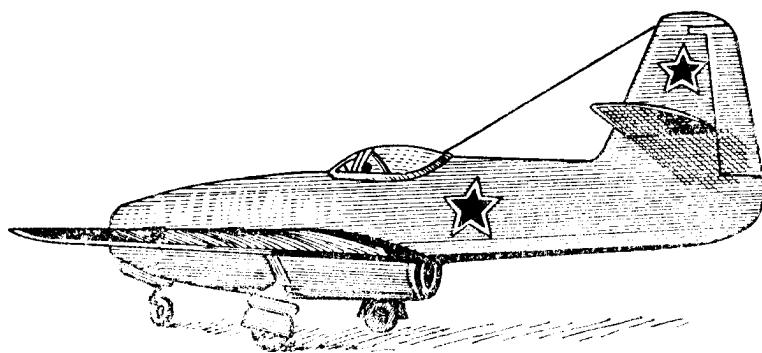
В Съветския съюз за развитието и усъвършенстването на турбо-реактивните двигатели (ТуРД) и реактивни самолети с такива двигатели голяма роля са изиграли и играят работите на конструкторските колективи под ръководството на В. Я. Климов, А. М. Люлка, С. К. Тумански, С. А. Лавочкин, А. И. Микоян, А. С. Яковлев, А. Н. Туполов и др.

Така например за нуждите на бойните действия през време на Великата отечествена война е било необходимо да се създадат реактивни самолети не само с голяма скорост, но и със значителна продължителност на полета. Увеличаването продължителността на полета на реактивните изтребителни самолети довело до необходимостта от прилагането на многокамерния течно-ракетен двигател, турбокомпресорния въздушно-реактивен двигател или комбинирано действие между обикновения бутален двигател с въздушно витло и реактивни ускорители.

При създадените условия съветските конструктори разрешиха правилно поставената задача, като построиха самолети-изтребители с комбинирана двигателна система, а именно: витломоторна група и реактивен двигател.

Конструкторският колектив под ръководството на С. А. Лавочкин е снабдил самолетите „Ла-7“ и „Ла-9“ с допълнителни ускорители.

През 1943—1944 г. друг конструкторски колектив под ръководството на А. И. Микоян е приложил към самолета-изтребител „И-250“ комбинирана двигателна установка, вследствие на което самолетът повишава скоростта си над 800 км/час.



Фиг. 8. Реактивен самолет-изтребител „Як-23“

Тази двигателна установка се е състояла от въздушно-реактивен двигател и бутален двигател с течно охлаждане тип „ВК-107А“, работещ с въздушно витло, част от енергията на които отивала за въртене на компресора на въздушно-реактивния двигател.

Колектив от конструктори под ръководството на Микоян и Гуевич създава реактивния самолет „МиГ-9“. Самолет „МиГ-9“ е бил целометалически средноплан с два турбо-реактивни двигателя, тип „РД-20“, които са били поставени в долната част на тялото. Самолетът е имал тънко трапецовидно крило със задкрилки, действуващи се от пневматична система.

Първият полет на този самолет е станал на 24. IV. 1946 г. с пилот-изпитвач А. Н. Гринчик. Неговата максимална скорост превишавала 900 км/час. От края на 1946 г. „МиГ-9“ е бил пуснат в серийно производство.

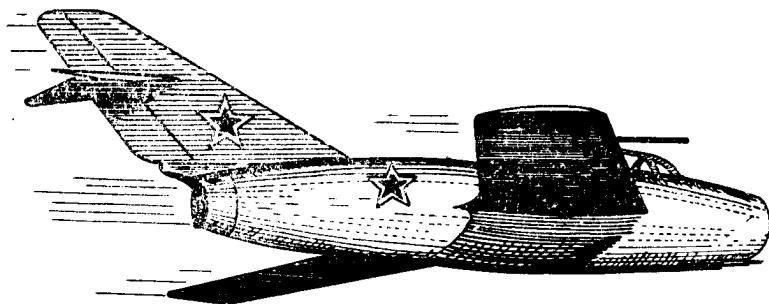
Конструкторският колектив под ръководството на А. С. Яковлев, който работи в едно и също време с А. И. Микоян, е изобретил реактивния изтребителен самолет „Як-3“, пуснат в серийно производство. За разлика от витломоторния самолет „Як-3“ на реактивния самолет било направено изменение само на предната част на тялото и средната част на крилото. Също така била увеличена площта на вертикалния стабилизатор и било поставено металическо опашно колело с ресорна амортизация. Задействанието на колесника и клапите за кацане се извършвало чрез пневматика.

Несъществената разлика в конструкцията на реактивния самолет от обикновения „Як-3“ облекчава извънредно много производството и опростява усвояването му от летателния състав.

На 24. IV. 1946 г. се извършва първият полет на този самолет.

През 1947—1948 г. започна летателното изпитание на реактивния самолет „Як-23“.

Реактивният изтребител „Як-23“ (фиг. 8), снабден с турбо-реактивен двигател РД-500, за разлика от посочения по-горе самолет притежава много голяма скоростна характеристика. Той е едноместен, целометалически единоплощник със средно разположение на крилото.



Фиг. 9. Реактивен самолет-изтребител „МиГ-15“

Поради голямата скорост на полета на този самолет е приложено катапултиращо (изхвърляемо при нужда) седалище.

Откриването и конструирането на новите видове реактивни двигатели с голяма теглителна сила доведоха до възможността да се развият големи скорости само при наличие на съответни планьори (тяло и крило) на самолетите, които да отговарят на изискванията, свързани с особеностите на аеродинамиката на големите скорости.

Създадоха се нови аеродинамични форми на реактивните самолети (стреловидно крило и стреловидни стабилизатори), които дадоха възможност да се повиши скоростта на полета и да се подобрят летателно-техническите им характеристики.

Един от тези скоростни реактивни самолети със стреловидно крило и стреловидни стабилизатори, създаден от група съветски конструктори под ръководството на А. И. Микоян през 1946—1947 г., е самолетът „МиГ-15“ (фиг. 9).

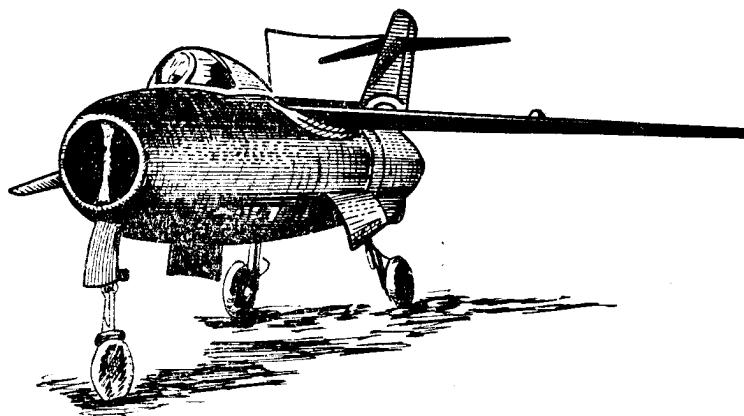
Този реактивен самолет има големи летателно-технически и експлоатационни характеристики и превъзхожда далеч всички реактивни самолети, строени до момента. Прилагането на стреловидните крила и стреловидните стабилизатори доведе до повишаване на хоризонталната му скорост над 1000 км/час, без съществени изменения на устойчивостта и управляемостта му.

Самолет „МиГ-15“ е снабден с турбореактивен двигател „РД-45“ с центробежен компресор.

Първото летене с опитния самолет „МиГ-15“ е извършено на 30. XII. 1947 г. от героите на Съветския съюз пилотите И. Т. Иванченко, С. Н. Анюхин и др.

Едновременно с построяването на реактивния самолет „МиГ-15“ конструкторското бюро под ръководството на С. А. Лавочкин извършва работата си по изпитание и проба на едноместния реактивен самолет

Ла-15 (фиг. 10). Самолетът е целометалически високоплан, със стреловидно крило и стреловидни стабилизатори, снабден с колесник с носово колело. Както „МиГ-15“ той е снабден с катапултиращо седалище, херметическа кабина и спирачни клапи. На самолета е поставен турбо-реактивен двигател РД-500, развиващ теглителна сила около 1500 кг.



Фиг. 10. Реактивен самолет-изтребител „Ла-15“

Пътническият реактивен самолет „Ту-104“ (фиг. 11) е изработен под ръководството на съветския конструктор А. Н. Туполов с голям творчески колектив от конструктори, инженери, техники и летци.

Самолетът има два мощни реактивни двигателя. По своята мощност тези двигатели надминават двигателите на всички пътнически самолети на другите страни. Важно качество на самолета „Ту-104“ е изключителната здравина на неговата конструкция.

Главният маршал на авиацията на Англия след разглеждането му през март 1956 г. каза: „Русите много са ни изпреварили в строителството на такива самолети, а реактивни двигатели с подобен размер ние нямаме“.

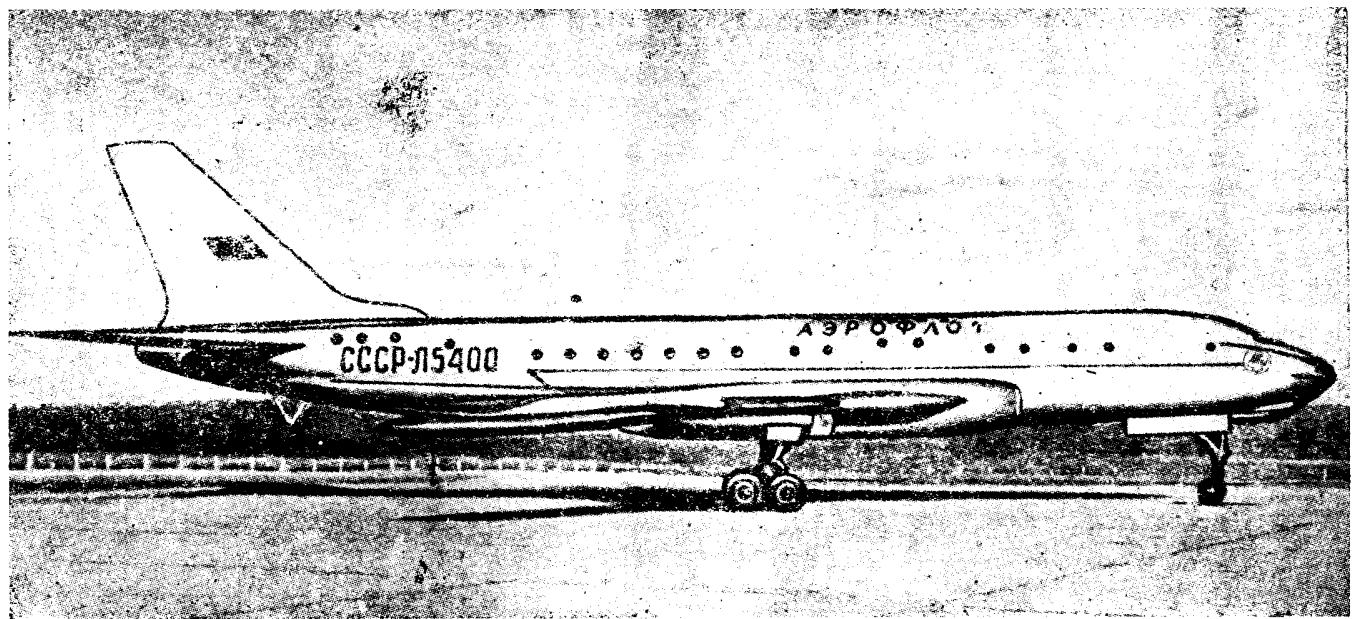
Наличността на голямата скорост на самолета прави престоя му във въздуха кратковременен. Така например разстоянието Москва—Хабаровск самолетът прелита за 9 часа, а Москва—Лондон прелита за 3 часа и 30 мин. От Москва до София самолетът пристигна за около 2 часа, при летене със скорост от около 900 км/час.

„Ту-104“ превозва 50 пътници с багаж. Пътниците са настанени удобно в луксозна херметична кабина, която позволява да се лети на височина до 10 000—11 000 м, т. е. над облаците и вън от зоната на силното „друсане“, без да се чувствува тази височина, тъй като налягането на въздуха в кабината се равнява на налягането на 3000 метра височина. Самолетът има обща кабина с 28 места, два салона с по 8 места и един салон от 6 места.

При екскурзионни полети самолетът може да вземе до 70 пътници. Неговият екипаж се състои от 6 души: двама пилоти, шурман, радиотелеграфист, бординженер и бордна дама.

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

24



Фиг. 11. Реактивен пътнически самолет „Ту-104“,

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

Самолетът има стреловидно крило, стреловидни стабилизатори и напълно аеродинамична форма. Всичко това позволява голяма скорост на полета.

На „Ту-104“ са монтирани най-съвършени радионавигационни, радиолокационни и радиосвързочни съоръжения. Всичко това дава възможност самолетът да лети независимо от метеорологичните условия. Той може да извършва редовни рейсове на далечни разстояния през всяко време на годината и на денонощето.

Засега турбо-реактивните двигатели в скоростната авиация са основен тип авиационни двигатели, като за тяхното усъвършенствуване се води усилена работа във всички страни.

Освен турбо-реактивните двигатели в съвременната авиация голямо значение придобиват турбо-витловите двигатели, при които основна теглителна сила на самолета се получава от витлото, привеждано в движение от газова турбина.

В 1914 г. руският лейтенант от авиацията М. Николски е предложил първата схема на турбо-витлов двигател.

Двигателят на Николски се състои от горивна камера, в която са изгаряли течни компоненти от горивна смес, след което изгорелите газове се отправляли към лопатките на тристепенчатата газова турбина, с помоцта на която се привеждало в движение витло.

В Англия за пръв път е бил поставен турбо-витлов двигател на самолет и изпитан във въздуха след Втората световна война.

Към съвременните авиационни газотурбинни реактивни двигатели се отнасят и двуконтурните турбо-реактивни двигатели. При тези двигатели вместо витло се използва нисконапорен компресор, който се намира във втория (външен) контур, имащ за задача да привежда в движение газова турбина.

Съветският конструктор Люлка пръв в света дава схема на двуконтурен турбо-реактивен двигател, докато първият двуконтурен турбо-реактивен двигател е бил построен и изпитан на самолет в САЩ след войната.

ГЛАВА ВТОРА
КРАТКА АЕРОДИНАМИКА НА ГОЛЕМИТЕ СКОРОСТИ

1. ОСНОВНИ СВЕДЕНИЯ ОТ АЕРОДИНАМИКАТА

Предмет на аеродинамиката

Аеродинамика се нарича науката, която се занимава със законите на движението на въздуха и другите газове и със силите на взаимодействието между въздушния поток и обтикаемите от него тела.

Във връзка с бързото развитие на авиацията науката аеродинамика придоби особено голямо значение. До недалечното минало от свръхзвуковите скорости на движението се интересуваха единствено само артилеристите, тъй като скоростите на летенето на снарядите и куршумите е далеч над звуковата — 3200—4500 *км/час*. Днес обаче аеродинамиката на големите скорости или така наречената газова динамика простира своята област и в другите области на науката и техниката. Газовата динамика стана необходима за конструкторите на турбини, където скоростта на газовия или парен поток достигна скоростта на звука. Тя стана необходимост и за конструкторите на самолети, които превишиха скоростта на звука. Ето защо днес аеродинамиката на големите скорости преживява период на много бурно развитие на изследване и допълване. Тя се явява като основа в авиационната наука.

Аеродинамиката се подразделя на три основни части: теоретична, експериментална и приложна.

Теоретичната аеродинамика, основавайки се на общите закони на механиката, прави своите изводи чрез математически разчети. Един от главните отдели на теоретичната аеродинамика е газовата динамика, която изучава движението на газа с големи скорости. Този отдел е сравнително най-новият, развит през последните години.

Експерименталната аеродинамика изучава явленията въз основа на опита в специално обзаведени аеродинамични лаборатории или чрез изследване на самолетите непосредствено в летене. В помощ на последната идва теоретичната аеродинамика.

Приложната аеродинамика се базира върху положенията и изводите както на теоретичната, така и на експерименталната аеродинамика и се състои от практически инженерни разчети. Основните ѝ отдели са: теория на крилото, динамика на самолета, аеродинамика на газовите турбини и др.

Аеродинамиката придобива все по-голямо значение с бързото развитие на авиацията.

Основите на аеродинамиката, които служат като научен фундамент на съвременната авиационна наука, се поставиха от основоположника на аеродинамиката гениалния руски учен Н. Е. Жуковски.

Земна атмосфера. Свойства

Разбирането на основите на теорията на полета на реактивния самолет може да стане само след като добре се знаят строежът и свойствата на въздуха, т. е. на въздушната среда, в която се извършва полетът.

Въздушната среда, която обкръжава земното кълбо, се нарича атмосфера (фиг. 12).

Атмосферата се поделя на три основни слоя: тропосфера, стратосфера и ионисфера.

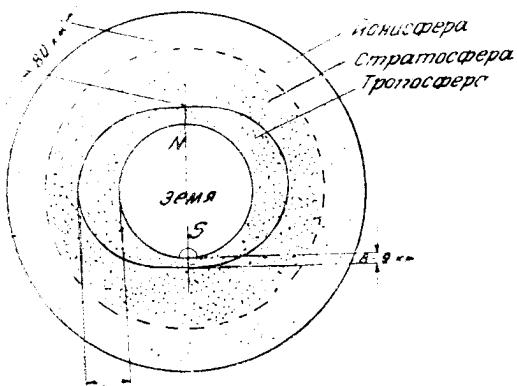
Всеки слой има свои определени особености, които се обуславят от взаимодействието между частиците на въздушната среда и постъпващото в атмосферата излъчване.

Границите между тия слоеве не са строго определени, а височините им се изменят в зависимост от географската ширина на мястото и времето. Науката, която се занимава с изследването на свойствата на земната атмосфера и ставащите в нея явления, се нарича метеорология. Бързият растеж на скоростите и височината на полета на самолетите с реактивни двигатели налага да се познават основно свойствата на земната атмосфера, тъй като от тях зависят: подемната сила на самолета, неговото съпротивление, теглителната сила на двигателя и условията на работа на екипажа. Плътността на въздуха непрекъснато се намалява с височината. Границите на земната атмосфера не могат да се определят точно. Дебелината на атмосферния слой е над 1000 км, като на 1100—1300 км все още има следи от атмосфера, които могат да бъдат открити само с помощта на специални прибори.

С отиване на височина въздухът се разрежда, като до 4000—5000 метра той има плътност, при която още е възможен човешки живот.

До височина 20 км съставът на въздуха е почти постоянен. Той съдържа по обем 78% азот, 21% кислород и около 1% други газове, като аргон, водород, въглероден двуокис и др.

Тропосфера се нарича най-долният слой на атмосферата. В нея се намира 80% от цялата въздушна маса. Приема се, че височината на тропосферата в средните географски ширини на земното кълбо е равна на 11 км. Височината ѝ при полюсите е 8—9 км, а на екватора 16—18 км.



Фиг. 12. Строеж на атмосферата

Основните свойства, които характеризират тропосферата, са:
постепенно и закономерно спадане на температурата и налягането
на въздуха с отиване на височина;

незакономерност на въздушните течения (ветрове), които възникват
вследствие неравномерното нагряване на повърхността на земята
от слънцето;

постоянно вертикално преместване на въздуха под въздействието
на нагряването от земята и влиянието на нейния релеф, на горите и
водните пространства;

наличие на водни пари, течни и твърди примеси, издигащи се от
земната повърхност;

образуване на облаци и мъгли и възникване на най-различни явления
(гръмовици, бури, валежи и др.).

Стратосфера се нарича атмосферният слой, лежащ над горната
граница на тропосферата, на височина до 80 км над морското равнище.
За начало на стратосферата е прието да се счита оная височина,
при която температурата на въздуха престава да се понижава.

Стратосферата се характеризира с постоянната си температура
—56,5°, силно спадане на атмосферното налягане във височина; липса
на вертикално преместване на въздуха; липса на дъждовни облаци
(понякога на 20—25 км се забелязват тънки перламутрови облаци,
състоящи се от кристали лед) и постоянни ветрове, духащи с голяма
скорост (скоростта на вятъра на височина 40 км достига до 70 м/сек,
а на височина 60 км — 140 м/сек).

В стратосферата се намира почти 20% от цялата въздушна маса.

Непосредствено над стратосферата е разположена йонисферата. Тук
стават полярни сияния — газовете светят под влиянието на електрически
частици.

Атмосферният въздух притежава определени физически свойства,
познаването на които ще спомогне за правилно разбиране въпросите
на движението на самолета във въздуха.

Физически свойства на въздуха

Въздухът се характеризира със следните физически свойства: налягане,
плътност, температура, влажност, вискозитет, свиваемост, топлопроводимост и др.

Налягане. Въздушното налягане е сумиран ефект от ударите
на въздушните частици върху препятствие или в стените на съд, в
който молекулите се намират в непрекъснато безредно движение.
Основното свойство на въздушното налягане е това, че то наляга по
всички посоки равномерно. Атмосферното налягане се измерва с барометър.
Налягането на един kg/cm^2 се нарича техническа атмосфера.
Атмосферното налягане е равно на 760 mm ж. ст., на което съответствува
налягане $P_0 = 1,033 \text{ kg}/\text{cm}^2$.

Плътност. Плътността на въздуха се характеризира като тегловна
и масова плътност.

Тегловната плътност или специфичното тегло е отношението на теглото към обема на въздуха и се бележи с γ :

$$\gamma = \frac{G}{V} \text{ кг/м}^3.$$

Масовата плътност на въздуха се определя с отношението на масата към обема. Бележи се с ρ :

$$\rho = \frac{m}{V} \text{ кг.сек}^2/\text{м}^4.$$

Температура. Измерва се с градуси Целзий и се бележи с t^0 . Температурата на въздуха, отчитана от абсолютната нула (-273^0C), се нарича абсолютна температура и се бележи с T ; $T = 273 + t^0$.

Налягането, плътността и температурата са свързани помежду си с уравнението $P \cdot V = R \cdot T$, където R е газова постоянна в $\text{кгм}/\text{кг градус}$.

Физическите свойства на въздуха се изменят с промяна на височината, географското място и времето на годината.

Поради това за сравняване на резултатите от изпитанията на самолетите и авиодвигателите, проведени в различни места и в различно време, се приема известна условна стандартна атмосфера, наречена международна стандартна атмосфера (МСА). В нея са приети следните начални данни, наречени нормални:

височина $H = 0$, при морското равнище;
температура на атмосферата $t = 15^0\text{C}$ ($T_0 = 288^0\text{C}$);
налягане $P_0 = 1,033 \text{ кг/см}^2$;
тегловна плътност $\gamma = 1,225 \text{ кг/м}^3$;
масова плътност $\rho = 0,125 \frac{\text{кг.сек}^2}{\text{м}^4}$.

2. АЕРОДИНАМИКА НА ГОЛЕМИТЕ СКОРОСТИ. ОСОБЕНОСТИ

Широкото внедряване в авиацията на реактивните двигатели доведе до рязко увеличаване на скоростта на полетите. При малки скорости на летене самолетите се обтичат от въздушния поток по закони, коренно различни от тия, които важат за полети с голяма скорост. Ако при малки скорости на летене се пренебрегне свиваемостта на въздуха, то при големи скорости не може да се пренебрегва това физическо свойство. Ако при средни скорости на полета (около 600 км/час) въздухът плавно обтича частите на самолета, то при големи скорости се изменя характерът на обтичането, което става с резки скокове на налягането и образуване на вълново съпротивление. Това води до силно увеличаване на съпротивлението на въздуха и до по-голяма загуба на енергия, тъй като при големи скорости въздухът не може правилно да се раздели от тялото и да го обтече със значително по-малко съпротивление на триене.

Основна задача на аеродинамиката на големите скорости е да изучи законите и характера на обтичането на телата от въздуха при дозвукови и надзвукови скорости на полета. При това се отчита влиянието на свиваемостта на въздуха върху аеродинамичните характеристики и летателните свойства на самолета.

Свиваемост на въздуха

Характерът на обтичане на телата със скорост на звука до голяма степен зависи от физическото свойство на въздуха — свиваемостта, което не се взема под внимание при малките скорости на обтичане.

Под свиваемост на дадено тяло се разбира способността му да изменя своя обем под действието на налягане или изменение на температурата.

Строго казано, всички тела (твърди, течни и газообразни) са свиваеми. Но различните тела притежават това свойство в по-голяма или по-малка степен. Така например обемът на водата с увеличаване на налягането с една атмосфера при постоянна температура се изменя

1

средно с $\frac{1}{2100}$ от своето първоначално значение. За да се намали обемът на водата с един процент, необходимо е налягането да се увеличи 210 пъти. С други думи относителното изменение на обема на водата съставлява само $\frac{1}{210}$ част от процента. Ето защо водата (течността) се счита практически за несвиваема.

Друго е положението при газовете, респективно въздуха. Те се свиват в значително по-голяма степен, отколкото течностите. Ако се увеличи налягането върху дадена маса въздух при постоянна температура, то по закона на Бойл—Мариот, че произведението от налягането на газа по неговия обем остава постоянно, обемът на газа се намалява (плътността му се повишава) толкова пъти, колкото е увеличено налягането му. Така например ако се увеличи налягането от 3 на 4 атмосфери, обемът на газа ще се намали с една четвърт част от първоначалното си значение, т. е. с 25%. Това се обяснява с факта, че молекулите на веществото в течността и газа се намират в различни условия. Молекулите в течността не са откъснати, а са достатъчно добре уплътнени. В газа молекулите на веществото почти не са свързани помежду си, движат се свободно и могат да се отдалечават една от друга на каквото и да е разстояние. По силата на това свойство газът изменя своя обем в голяма степен по отношение на течностите.

Отчитането на свиваемостта на въздуха при скоростите на полета, близки и над скоростта на звука, е необходимо поради това че при големи скорости на летене във въздуха възникват значителни разлики в наляганията, предизвикващи съществено изменение на неговата плътност, което довежда до въздействие върху аеродинамичните и летателни свойства на самолета.

Свиваемостта на въздуха е тясно свързана с явленията на разпространяване на звука в газовете. Скоростта на разпространяване на звука играе важна роля в аеродинамиката на големите скорости, тъй като

летателните и аеродинамичните свойства на самолета зависят от това, доколко скоростта на полета е по-близка до скоростта на звука. Даже нещо повече, при обтичане на въздуха със скорост, по-голяма от скоростта на звука, стават качествени изменения в характера на обтичането.

Звук, звукови вълни и скорост на звука

Звукът като психофизично явление е усещане на ухото, а като физически процес е образуване от колебаещи се движения на спокойния въздух, разпространяващи се с голяма скорост под формата на вълни. Източник на звука може да бъде колебливото движение на някое тяло. Например ударът върху камертона предизвиква колебания, които се предават на окръжаващите камертона въздушни частици; последните от своя страна привеждат в колебание съседните на тях въздушни частици и т. н., докато стигне до нашия слухов апарат. Разпространяващите се във въздуха смущения се наричат вълни. Скоростта, с която се колебаят частиците на въздуха, е твърде малка. Скоростта на разпространение на вълните в пространството е твърде голяма. Тази скорост на разпространяване на малките смущения в дадена среда се нарича скорост на звука.

Скоростта на звука за различните среди е различна и зависи главно от тяхната свиваемост. Скоростта на звука при въздуха зависи само от температурата му. Скоростта на звука във въздуха се определя по формулата $a = 20\sqrt{T}$, където a е скоростта на звука в м/сек , а T — абсолютната температура в градуси. За изчисляване скоростта на звука на дадена височина в тропосферата може да се използува следната приблизителна формула: $a = 340 - \frac{H}{25}$, където H е височината в метри

И така под звукови вълни се разбират въобще всякакви малки смущения на плътността и налягането, разпространяващи се в среда, например във въздуха, а под скорост на звука— скоростта на разпространението на тези смущения в пространството.

Число М

При летенето си самолетът разсича въздуха и разтласква частиците му във всички страни, като в същото време частично го свива. При малки скорости на летене въздухът успява да се раздели и плавно да обтече частите на самолета, при което свиването на въздуха е незначително. С увеличаване скоростта на летене свиването на въздуха се увеличава така, че колкото скоростта на полета на самолета е по-голяма, толкова по-силно се проявява способността на въздуха към свиване, което започва да играе особено важна роля. Но при дадена скорост на летене свиването ще зависи от свойствата на средата, в която самолетът лети. Освен това свиваемостта на въздуха зависи от скоростта на разпространяването на звуковите вълни, с увеличаване на която въздухът в по-малка степен се поддава на свиване.

Оттук изводът, че свиваемостта на въздуха при движение се характеризира със скоростта на звука и със скоростта на неговото движение. Ето защо скоростта на звука се явява като характерна скорост, която може да служи за критерий на свиваемостта на средата, тъй като скоростта на звука във въздуха зависи само от закона на неговото свиване. Следователно мащаб на скоростта на летенето ще бъде скоростта на звука.

Отношението на скоростта на летенето (или на потока) към скоростта на звука се нарича число M или число на Майевски $\left(\frac{V}{a} = M\right)$.

Сравнението на скоростта на летенето със скоростта на звука като характеристика на свиваемостта на въздуха за пръв път беше въведено в науката през 1869 г. от известния руски учен Майевски. Свиването на въздуха при движение на тяло в него или при неговото течение зависи от числото M . Свиването ще е много малко, когато числото M е близко до нула, и ще расте с увеличаване на числото M , тъй като ще се увеличават при това относителните разлики в наляганията на потока.

Обтичане на телата със свръхзвуков въздушен поток

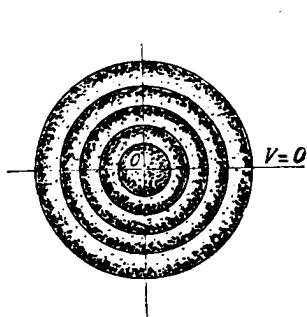
Особеностите на свръхзвуковото обтичане на телата са непосредствено свързани със законите на разпространение на смущенията, възникнали в резултат на такова обтичане. Ето защо ще разгледаме разпространяването на звуковите вълни, като най-напред ще се разгледа разпространението на слабите смущения във въздушния поток, след това смущенията в свръхзвуковите течения и се направи паралел за по-добро разбиране на физическите фактори, принципно отличаващи обтичането на телата със свръхзвуков поток от тяхното обтичане с дозвуков.

Разпространение на смущения от точков неподвижен източник

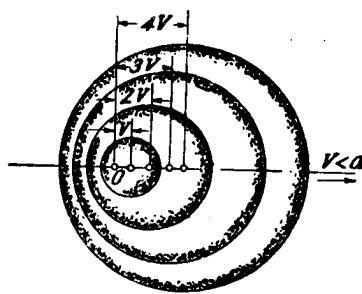
Слабите смущения, произведени в спокойния въздух, се разпространяват със скоростта на звука. В случаи, в които източникът на смущенията е материална точка, която чрез мигновено изменение на своя обем създава в обкръжаващия спокоен въздух единократно смущение (местно упътнение), то възникналата звукова вълна ще се разпространява във всички страни с еднаква скорост. За една секунда предният фронт на вълната ще измине път, равен на скоростта на звука a , за две секунди — път, равен на $2a$, за 3 секунди — път, равен на $3a$, и т. н. Ако материалната точка периодично предизвиква смущения, например през всяка секунда, то тия смущения ще запълват пространството около материалната точка със сферични вълни във вид на концентрационни окръжности с център материалната точка (фиг. 13) и се разсейват някъде в пространството.

Описаното явление е приблизително с образуването на концентрационни вълни при хвърляне на твърд предмет в спокойна вода. При

това повърхностните вълни на водата не са звукови вълни, тяхната скорост е много по-малка от скоростта на звука във водата, но между тия две явления съществува аналогия, открита за пръв път от Н. Е. Жуковски и наречена от него газоидравлична аналогия.



Фиг. 13. Разпространение на звукови вълни при неподвижен точков източник



Фиг. 14. Разпространение на звукови вълни при скорост на източника, по-малка от скоростта на звука a ($V < a$)

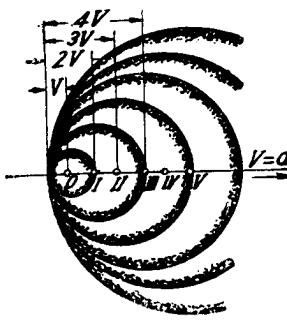
Разпространение на смущения при скорост на източник V , по-малка от скоростта на звука a ($V < a$).

При създаване на смущения от източник, движещ се във въздуха, смущението се разпространява в радиално направление и едновременно ще се отнесе и от потока. Разстоянието, на което центърът на вълната се е изместил по причина на потока, се увеличава пропорционално на времето. За първата секунда центърът на вълната ще се отдалечи от източника на разстояние, числено равно на скоростта на потока V ; за същото време радиусът на сферата ще стане числено равен на скоростта на звука a ; към края на втората секунда разстоянието между центъра на тази вълна и източника става равно на $2V$, а радиусът на вълната — $2a$; към края на третата секунда — разстоянието — $3V$, радиусът — $3a$ и т. н. Симетричността на разпространението на звуковите вълни по отношение на породилия ги източник се нарушава, като вълните се разполагат във вид на ексцентрични окръжности, както е показвано на фиг. 14.

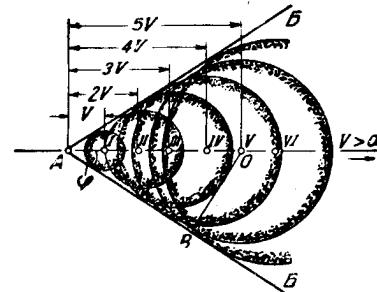
При най-голяма скорост, равна на сумата $V+a$, вълните ще се разпространяват по направление на потока (срещу движението на източника). Ако скоростта е най-малка, равна на разликата $V-a$, вълните ще се разпространяват срещу течението (по посока на движението на източника). При движение на източника, предизвикващ смущенията със скорост, по-малка от скоростта на звука, звуковите вълни, макар и нееднакво, се отдалечават от източника, отпред по-бавно, а отзад по-бързо, след което се разсейват в пространството. Звуковите вълни при движение на източника на смущенията с дозвукова скорост изпреварват и възбуджат лежащия отпред въздух, като успяват да го приспособят към обтичане.

Разпространение на смущения при скорост на източника, равна на скоростта на звука ($V=a$).

В дозвуковата скорост вълните, ако не се отчита вискозитетът, се разпространяват по цялото пространство за разлика от вълните в



Фиг. 15. Разпространение на смущения при скорост на източника, произвеждащ смущението, V равна на скоростта на звука a ($V=a$)



Фиг. 16. Разпространение на смущения при скорост на източника V , по-голяма от скоростта на звука a ($V>a$)

с покойен въздух несиметрично по отношение на източника. Те ще се изобразят на плоскостта във вид на ексцентрични окръжности.

Съвсем друга е картина при звуковата скорост. Тук скоростта на полета е равна на скоростта на разпространяване на вълните в посока на радиусите, вследствие на което вълните не могат да се разпространяват срещу течението (източника на смущението). Ако източникът на смущението се движи със скорост V , равна на скоростта на звука a , звуковите вълни, разпространявайки се във всички страни, ще се отнасят едновременно назад от потока със скорост V . Звуковата вълна за първата секунда ще представлява сфера с радиус a , а източникът на смущението, явяващ се център на вълната, в същото време ще заеме положението I , като измине път V . Радиусът на вълната след две секунди ще бъде равен на $2a$, след три секунди — $3a$ и т. н., а източникът на смущенията ще измине съответно път, равен на $2V$, $3V$ и т. н. При това звуковите вълни ще се разположат на концентрични окръжности с обща точка на допирание, която представлява източник на смущението. Вълните няма да се разпространяват пред източника на смущенията (фиг. 15), а ще се напластват една върху друга пред него и ще се движат заедно с него.

Разпространение на смущения при скорост на източника V , по-голяма от скоростта на звука a ($V>a$)

Тъй като източникът има по-голяма скорост, отколкото е скоростта на звуковите вълни, то в този случай вълните не ще се разпространяват пред и непосредствено от източника на смущенията (фиг. 16).

Вълните по този начин няма да заемат и запълнят цялото пространство около източника, а ще се концентрират в определена негова част. Те ще заемат известна част от пространството зад източника, ограничена от конус, върхът на който се опира върху източника на смущенията. Тази част от пространството на разпространение на звуковите вълни във вид на конус се нарича конус на слабите смущения, или просто конус на смущенията.

Извън този конус на смущенията потокът е несмутен. Повърхността на конуса служи като естествена граница и разделя потока на две области: смутена и несмутена. Поради това тази гранична повърхност се нарича гранична вълна на слабите смущения, или просто гранична вълна на смущенията. Някъде се среща под името граница на смущенията.

Границата на смущенията е ограждащата повърхност на предните фронтове на звуковите вълни, на която повърхност смущенията се разполагат най-плътно, тъй като всички звукови вълни се намират тук във фаза на уплътнение, т. е. в една и съща фаза на колебания.

Тъгълът, заключен между направлението на скоростта на течението и образувателните на конуса, т. е. половината на тъгъла при върха на конуса на смущенията, се нарича тъгъл на слабите смущения, или просто тъгъл на смущенията φ . От фиг. 16 отношението $\frac{OB}{OA}$

е равно на $\sin \varphi$ или $\sin \varphi = \frac{V}{V}$. Но тъй като $\frac{V}{a}$ е числото M , то $\sin \varphi = \frac{1}{M}$.

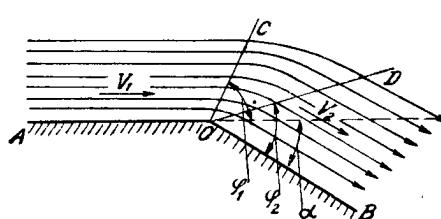
От последната формула следва, че с увеличаването на числото M тъгълът на разтвора на конуса се намалява и запълнената от смущенията област се изтегля по течението в направление на полета. С намаляването на числото M тъгълът на смущенията се увеличава. При $M=1$, когато $V=a$, тъгълът на смущенията става равен на 90° и конусът се разгръща в плоска фронтална вълна.

Скок на уплътнение. Образуване и физическа същност

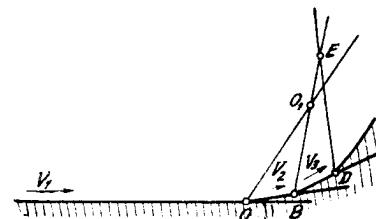
Нека равномерен свръхзвуков въздушен поток обтича външен тъп тъгъл. Да предположим, че скоростта на въздушния поток, обтичащ стената AO , е V_1 (фиг. 17). В т. O е върхът на тъгъла, откъдето стена измения направлението си, склучвайки с първоначалното си направление тъгъл α . Стигайки т. O , потокът също се пречупва, обтичайки външния тъп тъгъл AOB . При това потокът се разширява и неговата скорост се увеличава (противно на теченията с малка скорост), като нараства на V_2 , при което $V_2 > V_1$.

Тъгловата точка O представлява за въздушния поток препятствие, което служи като източник за образуване в потока на малки смущения. Тези смущения ще заемат пространството между граничните линии OC и OD . Вълната OC се явява като граница, отделяща несмутената

област от смутената, и е начало на пречупване на потока. Звуковата вълна OD отделя смутената област от несмутената, служи като граница между тия две области и се явява граница на края на пречупването на въздушния поток. Следователно вътре в ъгъла COD става



Фиг. 17. Обтичане на външен тъп ъгъл от въздушен поток със свръхзвукова скорост



Фиг. 18. Обтичане на вътрешен тъп ъгъл от свръхзвуков въздушен поток

разширението и пречупването на потока и вътре в него се изменят параметрите на въздуха и числото M . Извън тоя ъгъл през линията OC и OD потокът въздух е несмутен.

Ако подобен установен въздушен поток обтича вътрешен тъп ъгъл със свръхзвукова скорост, граничните вълни няма да се разделят както при разгледаното обтичане на външен тъп ъгъл. При обтичане на вътрешен тъп ъгъл граничните вълни се събират. Това следва от обстоятелството, че при течение в направление на вдлъбната повърхност потокът въздух изпитва не разширение, а свиване. Скоростта на течението и числото M намаляват, а ъгълът на смущенията съответно се увеличава. По дължината на граничната вълна OO_1 (фиг. 18) скоростта V_1 на потока ще бъде постоянна. По дължината на вълната BO_1 скоростта ($V_2 < V_1$) на въздушния поток ще бъде също постоянно. Но тия две гранични вълни се пресичат в т. O_1 . Двете гранични вълни са с различни скорости, следователно в т. O_1 трябва потокът да има две скорости, което на практика е невъзможно и логически неиздържано. Оттук следва, че в точките на пресичане на граничните вълни (O_1 , E и т. н.) става нарушение на непрекъснатото изменение на скоростта, налягането и другите параметри на въздушния поток. Тук възниква скок на уплътнение, т. е. такава повърхност, през която като преминават частиците на въздуха, внезапно и скокообразно намаляват своята скорост, във връзка с което също така внезапно и скокообразно се увеличава тяхната плътност, налягане и температура.

От разгледаните два случая на обтичане тъп ъгъл става ясно, че скок на уплътнение се получава само при свиване на свръхзвуковия газов поток; при разширяване на свръхзвуковия въздушен поток скок не възниква, а се образуват само гранични вълни. Скок на уплътнение се получава само при свиване на поток, при което с увеличаване кривината на обтечената повърхност началото на скока на уплътнение ще се приближава към повърхността. Ако т. O на пресичането на двете

гранични вълни започне от самия връх на тъгъла, то и скокът на уплътнение ще започне от върха на вдлъбнатия тъгъл.

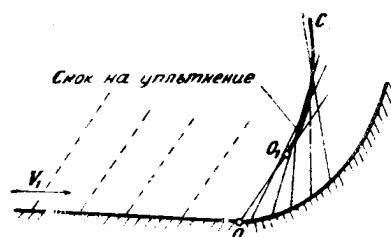
Скоковете на уплътнение се отличават от граничните вълни на смущенията със своята интензивност. Граничните вълни на слабите смущения са слаби скокове на уплътнение, които се образуват при обтичане на свръхзвуковия поток на малки препятствия, явяващи се източници за възникване на вълни в потока. Тези гранични вълни и смущения се отнасят към така наречените слаби разкъсвания на непрекъснатостта в газа.

Скоковете на уплътнение се образуват всяко, когато свръхзвуков въздушен поток обтича тела, разместващите на напречните сечения на които пречат същите да се разглеждат като малки тела — препятствия. Такива тела са например куршумите, крилата на самолетите и др.

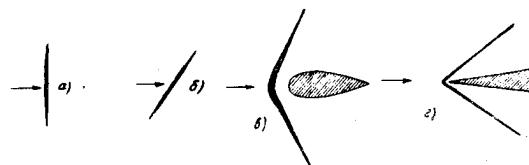
Скоковете на уплътнение при обтичане на телата (фиг. 19) (самолет, крило, снаряд и др.) се предизвикват от същата физическа причина, която обуславя възникването на скокове на уплътнение в свръхзвуковия поток, обтичащ вдлъбната повърхност. При това малките смущения на въздуха, които се пораждат от всеки изпъкнал елемент, намиращ се над повърхността на тялото, ще се сумират, в резултат на което ще се образува скок на уплътнение пред тялото. Най-голяма интензивност ще има скокът на уплътнение непосредствено пред тялото, с отдалечаването на което интензивността на скока отслабва, поради което далеч от тялото скокът на уплътнение плавно преминава в гранична вълна на слабите смущения.

Скоковете на уплътнение, образуващи се пред телата, се наричат **челни**. Скокове на уплътнение могат да се образуват и след опашните части на телата — тия скокове се наричат **опашни скокове**, или **опашни ударни вълни**. Опашните скокове на уплътнение възникват по причина на това, че при обтичане на задните части на тялото от свръхзвуковия поток струите на потока приемат направление, завъртващо се на вътрешен тъп тъгъл.

Всъщност скоковете на уплътнение от физическа гледна точка не представляват нищо друго освен газов удар. Газовият удар напомня на удара на струя в преграда, съпровождащ се от внезапна загуба на скорост вследствие повишаването на плътността, налягането и температурата. Ето защо скоковете на уплътнение често се наричат **ударни вълни**.



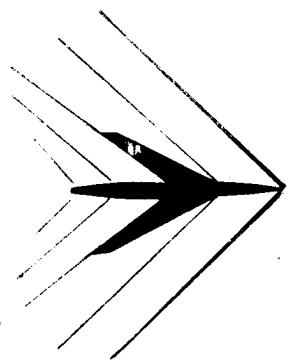
Фиг. 19. Скок на уплътнение



Фиг. 20. Скок на уплътнение при обтичане на тела със свръхзвуков въздушен поток

Скоковете на уплътнение по форма се поделят на прави и коси. Прав скок (фиг. 20, а) е той, чийто фронт е перпендикулярен на направлението на налитация поток. За този скок е характерно, че зад него скоростта на потока е дозвукова.

Кос скок (фиг. 20, б) е той, който с посоката на налитация поток съставя ъгъл, по-малък от 90° . Този скок е по-интензивен и се характеризира с това, че зад него потокът може да има дозвукова и свръхзвукова скорост в зависимост от скоростта на потока пред скока.



Фиг. 21. Обтичане на самолет със свръхзвуков поток

При обтичане на вретенообразно тяло от поток с надзвукова скорост пред него се образува криволинеен скок, на който предната част може да се оприличи на прав скок, а по-нататък в кос скок, след което се превръща във вълна (фиг. 20, в). При обтичане със свръхзвуков поток на островърхо тяло ще се образуват коси скокове на уплътнение (фиг. 20, г).

Обтичането на самолет със свръхзвуков

поток е показано на фиг. 21. Характерът на обтичането и разположението на скоковете на уплътнение имат стреловидна форма. Това задължава крилата на скоростните самолети да се правят силно стреловидни или делтовидни.

Вълнови кризи при околозвукови скорости

От изложеното дотук става ясно, че скокове на уплътнение могат да възникнат само в свръхзвуков въздушен поток. Следователно с право може да се предположи, че съпротивлението на самолета рязко ще се увеличи само когато скоростта му на летене стане равна на скоростта на звука, т. е. когато числото M стане равно на единица. От опит обаче е известно, че рязкото увеличение на членото съпротивление на самолета започва при скорост на полета, значително по-малка от скоростта на звука. Как да се обясни това? Явлението се обяснява с образуването на така наречените местни скокове на уплътнение.

Местни скокове на уплътнение. При летене на самолета с подзвукова скорост въздушният поток, който обтича частите на самолета, в някои места значително повишава своята скорост. Горното се дължи на тая причина, че на самолета има части като крилото, мястото на съединяване крилото към тялото, кабината и др., които позволяват да се увеличи в това място скоростта на потока до звукова и свръхзвукова скорост, при някая достатъчно голяма скорост на летене на самолета. Нека например част от потока да обтича изпъкналата

повърхност на крилото. Тук струйките на потока ще се свият, сечението им ще се намали, но тъй като разходът въздух през сечението на струйките трябва да остане постоянен, то скоростта на въздуха в тая част от крилото ще се увеличи и ще стане равна на местната скорост на звука.

Скоростта на полета, при която някъде върху крилото се появява местна скорост на звука, се нарича критическа скорост на летенето. При тая скорост чистото M се нарича критическо число (M_{kp}), кое-то е отношение на скоростта на полета, при който в някоя точка на обтичания самолет възниква местна скорост на звука към скоростта на звука в несмутен поток.

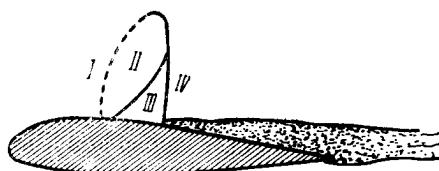
$$M_{kp} = \frac{V_{kp}}{a}, \text{ където } V_{kp} — \text{критическа скорост на полета.}$$

При летене на самолета със скорост, по-голяма от критическата ($M > M_{kp}$), върху крилото му се образува зона на местни свръхзвукови скорости. В тази свръхзвукова зона се образуват местни скокове на уплътнение.

Вълнови кризис на крилото. Свръхзвуковата зона, която започва от най-голямата дебелина от профила на крилото и се простира към неговия заден ръб (фиг. 22), се образува поради това, че от мястото на появяване на звуковата скорост струйките се разширяват, а е известно, че в разширяващия се свръхзвуков поток скоростта се увеличава. Следователно въздушният поток преди крилото е имал до-звукова скорост, след най-голямата дебелина на крилото — надзвукова, а след крилото той пак трябва да придобие дозвукова скорост, т. е. той трябва да премине от зона с понижено налягане в зона с повишено налягане, като се свие. Като се има предвид, че е невъзможно непрекъснатото преминаване от свръхзвукови скорости (и малки налягания) към дозвукови скорости (и големи налягания), то е ясно, че този преход ще се осъществи само чрез скок на уплътнение, който може да се разглежда като ударна вълна на свиване. С увеличаване скоростта на полета скокът на уплътнение се премества все повече към задния ръб на крилото и става все по-мощен.

С образуването върху крилото на местни свръхзвукови скорости и местни скокове на уплътнение се започва, както е прието да се казва, **вълнови кризис на крилото**.

На фиг. 22 са изобразени: зоната на местните свръхзвукови скорости, която започва от пунктирраната линия и завършва с правия скок на уплътнение — дебелата линия. Зоната на местните свръхзвукови скорости заема областите II и III. Тук потокът тече със свръхзвукова скорост. В областите I и IV потокът от въздух тече с дозвукова



Фиг. 22. Образуване на местни свръхзвукови скорости и местна свръхзвукова зона на крилото

скорост. Пред правия скок на уплътнение понякога се появява кос скок на уплътнение, който се разполага към направление на местната скорост на течението под ъгъл, малко по-голям от местния ъгъл на слабите смущения. Зад косия скок (ако има такъв) потокът остава свръхзвуков и се откъсва от крилото. Това откъсване на потока въздух от крилото, свързано с наличието на коси скокове на уплътнение, се нарича вълново откъсване.

Увеличаването на скоростта на летене довежда до образуване на скокове на уплътнение и в долната част на крилото. Колкото скоростта е по-голяма, толкова конусът на местните скокове на уплътнение ще се удължава и ще става по-остър.

Вълново съпротивление. Както се изясни 'по-рано, при преминаване на въздуха през фронта на скока на уплътнение скоростта на въздушния поток рязко намалява, за сметка на която се увеличават налягането, плътността и температурата на въздуха. Това се съпроводява с частично преобразуване на кинетична енергия на потока в топлинна, като известна част от кинетичната енергия на газа не обратимо се загубва, преобразувайки се в топлина, която се разсейва. Причината за отделяне на топлина се крие във вътрешното триене на частиците на въздуха. Тези необратими загуби на кинетичната енергия, преминали в топлина, са източник на особен род съпротивление, свойствено само на свръхзвуковите течения, което се нарича вълново съпротивление. Вълновото съпротивление представлява сборът от силата, която се появява след крилото в резултат от големото разреждане на потока въздух и допълнителното налягане от въздуха в предната част на крилото. Вълновото съпротивление тегли крилото назад и представлява допълнително съпротивление към останалите съпротивления на самолета. Големината на вълновото съпротивление; при дадено число M зависи от формата на скока на уплътнение; последната зависи от формата на обтекаемото тяло и от ъгъла на атака. Правият скок на уплътнение предизвиква много по-голямо съпротивление, отколкото косият скок.

Вълновото съпротивление, което възниква още при дозвукови скорости на летене, рязко увеличава членното съпротивление на самолета и влошава летателните му качества.

3. ТОПЛИННА БАРИЕРА

При летене с малки и околозвукови скорости частите на самолета се нагряват незначително от триенето с въздушната среда, което нагряване при кратковременни полети не се взема под внимание, тъй като не оказва никакви последствия върху самолета. При големи надзвукови скорости обаче, както изследванията са показвали, повърхността на крилата и останалите части на самолета се нагряват силно. Температурата на непосредствено прилепналия към повърхностите въздух достига големи стойности, поради което външните части на крилото силно се нагряват, а вътрешните остават студени. Това довежда до изкорубване и нагърчване на крилото, след което неминуемо настъпва разрушението му.

По-долу е дадена таблица на температурите на повърхността на крилата при различните скорости на летене при земята.

$V,$ км/час	$V,$ м/сек	число M	T запри- ване	t^o
610	170	0,5	302,5	29,5
1000	278	0,8	326,5	53,5
1230	342	1,0	346,0	73,0
1847	513	1,5	420,0	147,0
2460	684	2,0	523,0	250,0
4920	1368	4,0	1228,0	955,0

От таблицата се вижда, че при продължително летене със скорост 1000 км/час повърхностите на самолета ще се нагреят значително. Следователно продължително летене с такава скорост при земята става невъзможно, тъй като в кабината на летеца температурата може да се увеличи значително. Разбира се, при този случай летецът има още възможност да охлади вътрешността на кабината чрез продухване.

Ако полетите се извършват в среда, в която няма да се образува пограничен въздушен слой над повърхностите на крилата, тук няма скоро да се образуват високи температури, т. е. няма да се дойде до топлинната бариера. Височината 160 км и нагоре е тая височина, където пограничен слой не се образува, следователно и телата не се нагряват. На тези височини повърхността на телата единствено ще се загрява за сметка на слънчевата радиация.

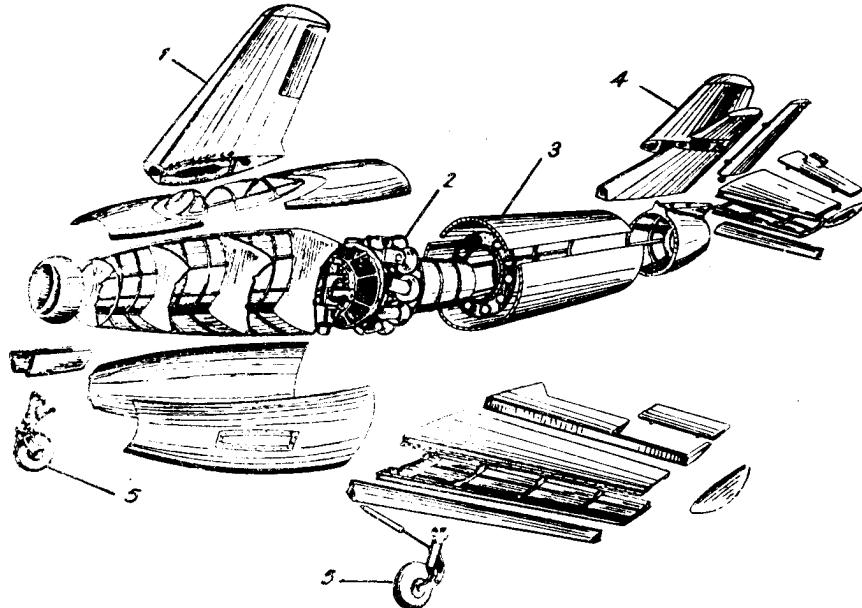
Днес се правят различни изследвания, свързани с топлинната бариера. Но така или иначе свръхзвуковите и свръхвисочинните полети са възможни.

ГЛАВА ТРЕТА
КОНСТРУКЦИЯ НА РЕАКТИВНИЯ САМОЛЕТ

1. СХЕМИ НА СКОРОСТНИТЕ САМОЛЕТИ

Обикновена схема

Всеки самолет се състои от следните основни части: крила, силова установка (двигател), уредби, тяло, органи за устойчивост и управляемост и уреди за излитане и кацане (колесник с носово или опашно колело) (фиг. 23).



Фиг. 23. Основни части на самолета:
1 — крило ; 2 — двигател ; 3 — тяло ; 4 — опашни плоскости ; 5 — колесник

Крилото е основната и най-важна част от конструкцията на самолета. То създава подемната сила при движение на самолета във въздушна среда, вследствие на което се осъществява поддържането на самолета във въздуха. Освен това крилото взема участие в устойчи-

востта и управляемостта на самолета. Според броя на крилата самолетите биват едноплощници — с едно крило, и двуплощници — с две крила.

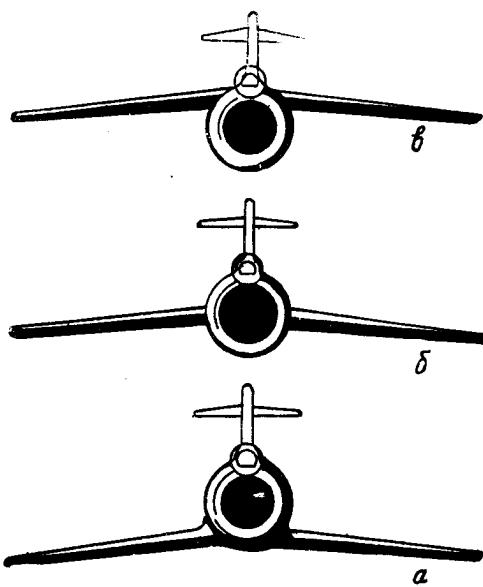
Едноплощниците, или монопланите, имат приста конструктивна форма и добри аеродинамични качества. Днес самолетите-едноплощници се срещат най-често, тъй като имат аеродинамични и конструктивни предимства пред другия вид самолет.

По това, къде се захваща крилото за тялото на самолета, едноплощниците биват:

Нископлани (нископлощници) (фиг. 24, а) са самолетите с ниско разположение на крилата относно тялото. Наред с недостатъка си, че при тях се образува голямо съпротивление на въздуха в мястото на прехода от крилото към тялото, те имат и редица преимущества. Така например позволяват да се постави къс, лек и лесно прибиращ се колесник. Опашните плоскости в тоя случай са по-високо от крилата, вследствие на което се избягва влиянието на завихрения от крилото поток. Позволяват по-добър обзор в горната и средната полусфера, удобно обслужване на двигателите, голям ефект на крилата при кацане, малка опасност за екипажа при принудително кацане и др.

Средноплани (средноплощници) (фиг. 24, б) са самолетите със средно разположение на крилата по отношение височината на тялото. Това е една от най-използваните схеми в наши дни. Съвременните реактивни самолети са средноплани. Главното преимущество на среднопланите е, че при тях съпротивлението, образувано в прехода между тялото и крилото, е малко особено при големи скорости на летене. Основен недостатък при тях е трудността при построяване на кабината, тъй като тя се явява в пресека по средата на надлъжниците на крилото. При свръхзвуковите скоростни самолети и този недостатък се премахва, тъй като кабината остава много по-напред от крилото. Такъв самолет е съветският изтребител „МиГ-15“ (фиг. 9).

Високоплани (високоплощници) (фиг. 24, в) са самолетите, чиито крила са прикрепени направо към горната част на тялото. В някои по-стари самолети (Дрозд) крилото се прикрепя с помощта на стойки.



Фиг. 24. Видове едноплощници:
а — нископлан; б — средноплан; в — високоплан

Високопланите въпреки своите редица преимущества, като добър обзор, малко съпротивление при преходите и удобство за поместване на голям товар не се строят поради главния си недостатък — затрудняване прибирането на колесника, принуждаване изнасянето на хоризонталните опашни плоскости много нависоко, което увеличава височината на самолета, и др. Такъв самолет е известният изтребител „Ла-15“ (фиг. 10).

От особена важност при скоростните самолети, каквото са реактивните, е подбирането на взаимното разположение на основните части: крило, тяло, двигател и опашни плоскости, поради особения характер на обтичане на самолета от въздуха при големи скорости на летене.

Въпреки че по-големи преимущества на обдухването имат, както се каза, реактивните самолети с високо и средно разположение на крилото, т. е. високопланите и среднопланите, то сега се правят предимно самолети с ниско разположение на крилата — нископлани.

По отношение на надлъжната ос на самолета крилата се поставят към средата на тялото и по-назад.

Разположението на двигателите е различно в зависимост от типа на самолета. Срещат се самолети с двигатели над тялото, в самото тяло или пък ако е с повече двигатели — в крилата. Преобладава при еднодвигателните самолети разположението на двигателя в тялото на самолета.

Опашните плоскости се поставят на такава височина и в такова разположение, че да не попадат в завихрения от крилата поток и да не се засенчват, тъй като смутеният поток би предизвиквал в тях вибрации. Освен това върху опашните плоскости не трябва да попада струята на изгорелите газове от двигателя. Това налага при обикновената схема опашните плоскости да се поставят високо над надлъжната ос на самолета.

Особени схеми

За полети при големи скорости (при числа M към единица и по-големи) се прилагат нови схеми самолети, към които могат да се отнесат и ненамерилият приложение при малки скорости „без опашка“, „летящо крило“ и „патица“.

Реактивният самолет „без опашка“ (без опашат самолет) се характеризира с липса на хоризонтални опашни плоскости и с по-малка дължина на тялото си (фиг. 25, a). Пръв в света руският конструктор Черановски е конструирал такъв тип самолет, разбира се, не реактивен. Надлъжната управляемост на такъв тип самолет се извършва с помощта на задкрилки или крилца, изпълняващи ролята на хоризонтално кормило. Надлъжната устойчивост се осигурява с помощта на балансировъчни клапи.

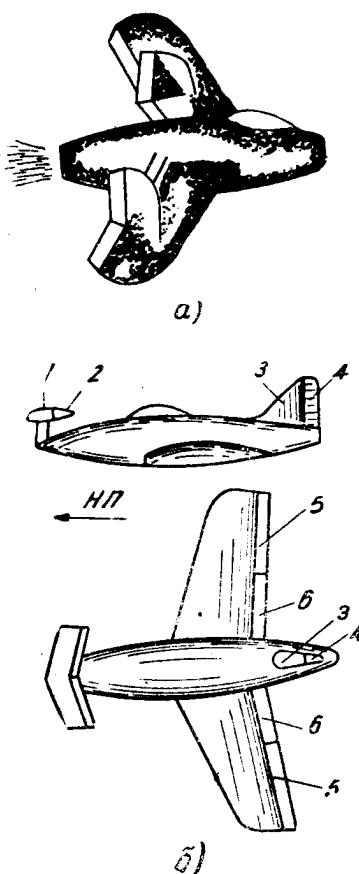
Недостатъците на такъв тип схема на самолет е слабата надлъжна и напречна устойчивост. Обаче има и добро преимущество — добра изкачвателна и излетна способност.

Реактивни самолети тип „летящо крило“ (фиг. 26). В сравнение с безопашните самолети този тип самолет има редица преимущества. При него липсват тялото и опашните плоскости, поради което често са познати под името безтели. Липсата на тяло намалява значително общото съпротивление на самолета. Кабината е поставена в крилото. Управлението и устойчивостта му се обезпечават по начин на този при самолет „без опашка“ — специални кормила — елерони, прилични на сдвоени крилца, всяка половина от които се отклонява съответно нагоре и надолу, осигуряват управлението на самолета. Елероните заместват крилцата, хоризонталните и вертикалните опашни кормила.

Самолетът „летящо крило“ е един от най-перспективните типове самолети с идеална форма, тъй като има най-малко вредно съпротивление, за скорости около и по-големи от скоростта на звука. Освен това имат преимуществото, че при тях е слабо изместяването напред или назад центъра на налягането при големи скорости на летене и имат по-добра управляемост на малки скорости и по-голяма поддържна сила в сравнение с безопашните самолети.

Реактивен самолет тип „птица“ („Утка“) (фиг. 25, б). При тая схема самолети опашните плоскости са разположени пред крилото. Това се е наложило поради влошаването на ефективността на опашните плоскости при голямо число M . Изнесени опашните плоскости напред пред крилото, върху тях няма да действува смутеният въздушен поток зад крилата и струята на изгорелите газове след двигателя. При това опашните плоскости се поставят високо над крилата, за да не пречат на последните чрез смутения поток, който се образува след тях.

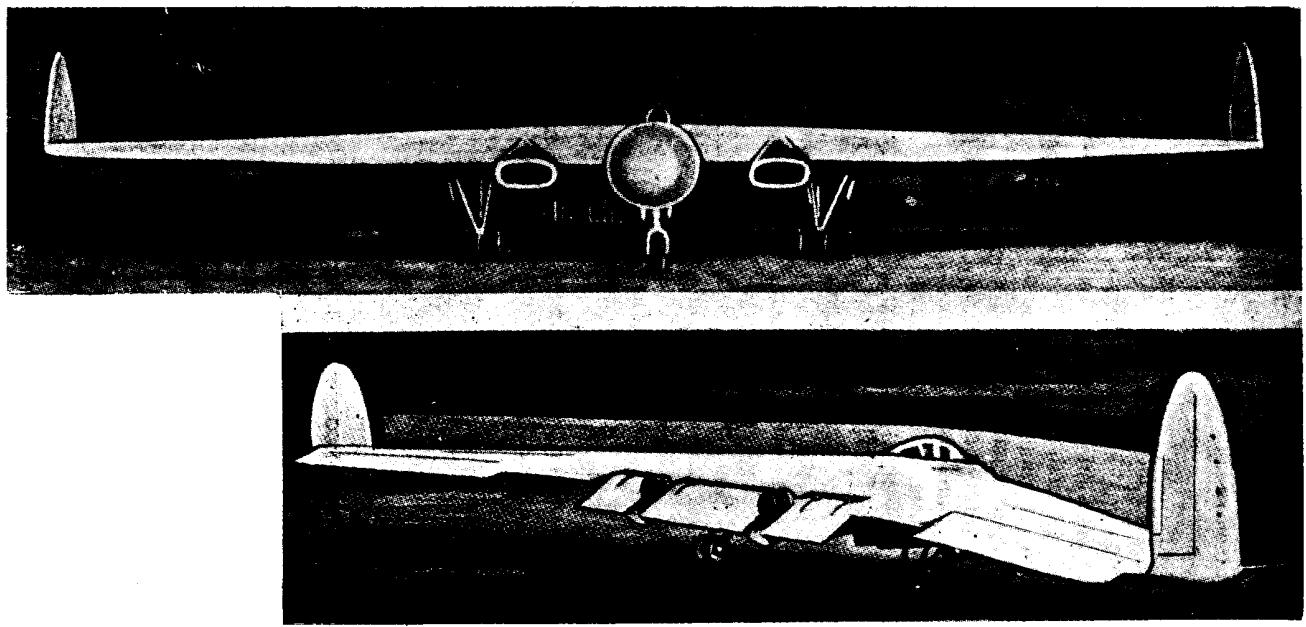
Главен недостатък при такъв вид самолет е, че част от крилото ще се намира в неблагоприятно условие поради влиянието върху крилото на потока смутен въздух от опашните плоскости. Освен това се увеличава и дължината на тялото. Попътната устойчивост при та-кава схема е осигурена по-слабо, отколкото при самолетите с обикновена схема.



Фиг. 25. Особени схеми на самолети:
а — самолет без опашка; б — самолет тип „птица“

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

46

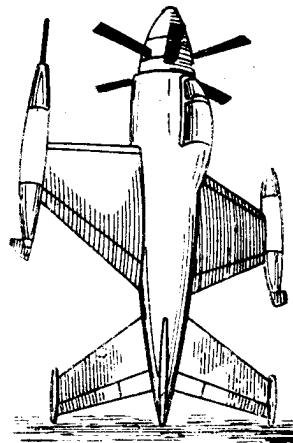


Фиг. 26. Реактивен самолет тип „летящо крило“

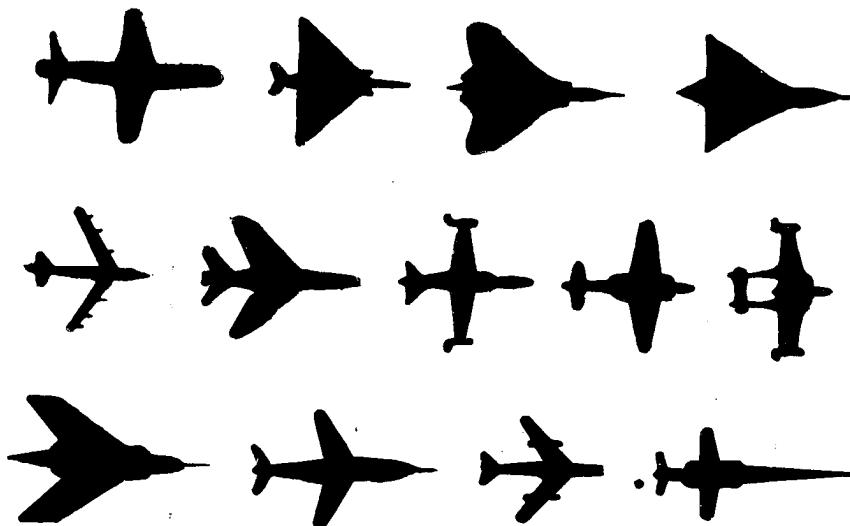
Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

Напоследък са направени опити и успешно се работи по построяването на нов тип реактивен самолет, наречен вертолет-самолет или конвертоплан. Колкото и да е нов и още в експериментален образец, този вид апарат показва редица летателни преимущества. Така например с него може да се излити от съвсем малка полоса, следователно за него не е необходима дънга и широка писта за излитане, а също така и за кацане. Конвертопланът съчетава свойствата на самолета и вертолета. Той може да излети вертикално нагоре с помощта на носещо витло, след което да премине в хоризонтално летене, като се включи в работа реактивен двигател (фиг. 27). Кацането на конвертоплана се осъществява чрез вертикално спускане.

Някои особени форми на скоростни самолети са показани на фиг. 28.



Фиг. 27.
Конвертоплан



Фиг. 28. Особени форми на скоростни самолети

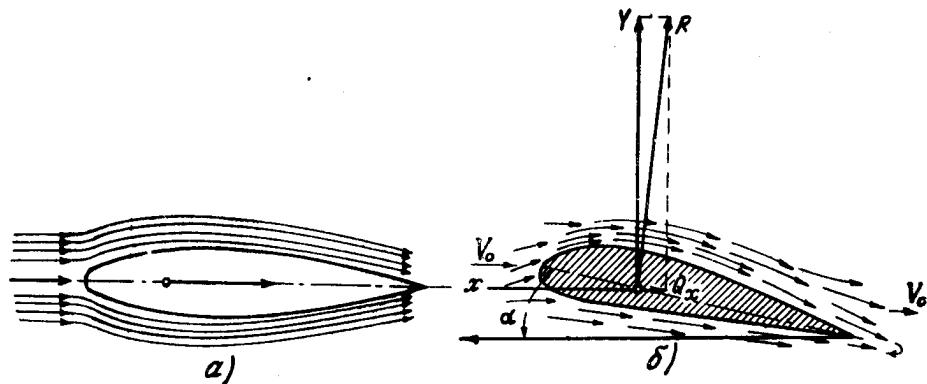
2. КРИЛО

Предназначение и външна форма на крилото

Най-важната част от конструкцията на самолета, без която е невъзможно летене, е крилото.

Предназначението на крилото е да създава подемна сила при движението си във въздушната среда, необходима за поддържането на

самолета във въздуха. Освен това крилото взема дейно участие в устойчивостта и управляемостта на самолета. Към него са прикрепени крилцата, клапите за излитане и кацане, тръбата на Пито, а в много случаи и двигателят, и колесникът. В някои случаи, особено при не-



Фиг. 29. Сили, действуващи на крилото

скростните самолети, във вътрешността на крилото се помещават резервоари за гориво, въоръжения и др.

Как се получава подемната сила на крилото? При движението на крилото във въздуха върху него действуват аеродинамични сили, които събрани дават пълната аеродинамична сила R . Пълната аеродинамична сила зависи от скоростта на летенето (V), площта на крилото (S), гъстотата на въздуха (ρ) и коефициента на пълната аеродинамична сила C_R . Колкото тия фактори са по-големи, толкова и пълната аеродинамична сила ще бъде по-голяма. Пълната аеродинамична сила се изчислява по формулата

$$R = C_R \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Следователно пълната аеродинамична сила е равнодействуваща на всички сили, действуващи неравномерно разпределено по повърхността на крилото при обтичане от въздушен поток. Ако крилото има симетричен профил и оста на симетрията му е насочена по посока на върхлиращата струя, то пълната аеродинамична сила ще бъде насочена по оста на симетрия по посока на потока (фиг. 29, а). Ако оста на симетрия не бъде насочена по посока на потока или профилът на крилото не е симетричен, пълната аеродинамична сила R ще бъде насочена под известен ъгъл на потока. При разлагане на пълната аеродинамична сила R по направление на потока и по направление, перпендикулярно на потока, получаваме две сили — силата на членното съпротивление Q , насочена по направление на потока (фиг. 29, б), и подемна сила Y с направление, перпендикулярно на посоката на потока. Именно подемната сила на кри-

лото (в някои случаи и сборът на подемните сили от другите части на самолета) поддържа самолета в летене.

Формата и размерите на крилото оказват голямо влияние върху аеродинамичните качества и конструктивни особености на целия самолет, поради което те трябва да отговарят на редица аеродинамични, конструктивни, експлоатационни и други условия. Често тия условия са противоречиви едно на друго, поради което се взема компромисно решение.

От особено важно значение обаче е здравината на крилото, тъй като при недостатъчна якост при големи скорости на летене се появяват деформации във въздушния поток. Появяването на нееднакви деформации в двете полукрила води до самоволното наклоняване на самолета при големи скорости без желанието на пилота. Това вредно явление се нарича „въльошка“. Същата може да се избегне, като се изработват здрави и устойчиви на големите скорости крила.

При дадени основни размери на крилата: носеща плоскост S , разпереност l и удължения

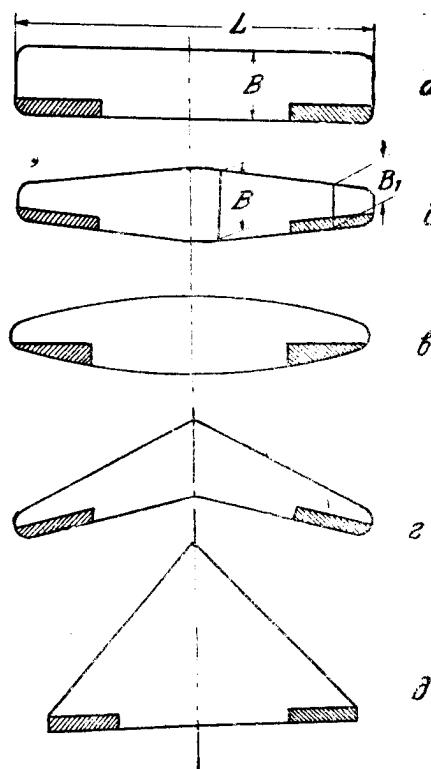
$$\lambda = \frac{l^2}{S},$$

формата им може да бъде най-различна. Различават се: правоъгълно, трапецовидно, елиптично, стреловидно, делтовидно и други видове крила.

Правоъгълно крило (фиг. 30, а). В скоростните самолети не се използва поради лошата му аеродинамична характеристика и голямото му тегло. Лесно се изработка и има добра напречна устойчивост и управляемост. Намерило е приложение в нескоростните самолети.

Трапецовидно крило (фиг. 30, б). Има по-добри аеродинамични качества и се употребява най-често при съвременните свободоносещи едноплощници (Ла-7, Ли-2 и др.). Изработка се също леко и има сравнително по-малко тегло.

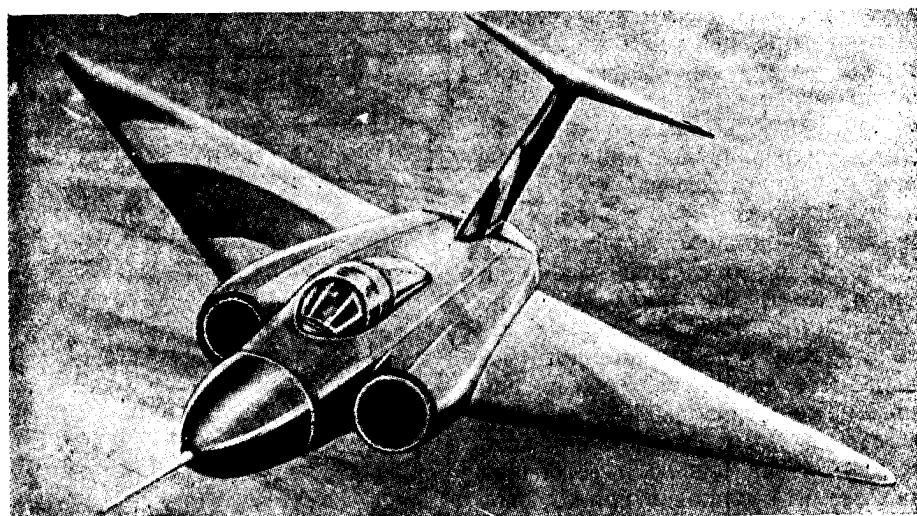
Голямата трапецовидност на крилото позволява да се увеличи вместимостта на центроплана и едновременно облекчава теглото на конструкцията, тъй като трапецовидното крило има най-големи размери именно там, където огъванците моменти на крилото достигат максимално значение.



Фиг. 30. Форми на крилото

В скоростните самолети трапецовидното крило намира приложение, но с голямо стеснение на хордите.

Елиптично крило (фиг. 30, в). В сравнение с останалите форми крила то има най-добри аеродинамични качества, тъй като при него индуктивното съпротивление е много малко. Обаче трудно се изработва,



Фиг. 31. Реактивен самолет с два двигателя и делтовидно крило с надзвукова скорост

а освен това преимуществото му в сравнение с трапецовидното крило е незначително и практически не влияе върху летателните характеристики на самолета. В реактивните самолети не намира приложение.

Стреловидно крило (фиг. 30, г). Най-разпространената форма на крилата в план, днес широко използвани в скоростните самолети, са крилата със стреловидна форма с ъгъл 30—35°, а понякога стигат и до 45°.

Този тип крила позволяват да се увеличи критическото число M много пъти повече, отколкото при правоъгълното. Това е възможно поради обстоятелството, че налягането, което се получава върху горната и долната повърхност на крилото, не зависи от скоростта на полета на самолета, а от съставната на тая скорост $-V \cos \phi$, която съставна далеч е по-малка от скоростта на летенето V . Поради това че скоростта на потока, обтикащ крилото, ще е по-малка, то вълновият кризис на крилото започва по-късно по отношение на V . Втората съставна $V \sin \phi$ на скоростта на потока V не се мени и не влияе върху налягането на крилото. Очевидно е, че с увеличение стреловидността на крилото критическото M ще нарасне и това ще е толкова по-чувствително, колкото ъгълът на стреловидност е по-голям.

Тъгъл на стреловидност се нарича тъгълът между перпендикуляра към равнината на симетрия на самолета и линията, отстояща на $\frac{1}{4}$ от атакуващия ръб на крилото. Стреловидността на крилото може да бъде права и обратна. Най-разпространената стреловидност в сегашно време е правата.

Освен това стреловидността на крилата служи и за намаляване на възниковото съпротивление при скорости, близки до тази на звука.

Наред с положителните страни стреловидното крило притежава недостатък, че коефициентът на по-демната сила е сравнително по-малък от този при правоъгълното крило и налягането на въздуха по разпереността на крилото към края на същото намалява, което води до откъсване на потока в краищата на крилото при големи тъгли на атака.

Крила със стреловидна форма могат да се използват и в нескоростните самолети, но тук стреловидността служи за увеличаване на пътната устойчивост, обзора и за подобряване центровката на самолета.

Делтавидно крило (фиг. 30, д). Използува се при многоскоростните самолети. Гледано отгоре, има форма на триъгълник или на гръцката буква делта (Δ), откъдето носи и името си. Тяхната стреловидност надминава 60%. На фиг. 31 е показан реактивен самолет с делтовидно крило с надзвукова скорост.

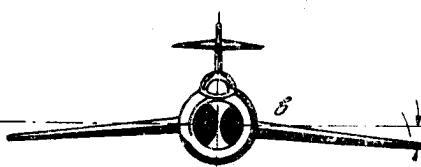
Вид на крилото от пред. На фиг. 32 е показана характерна за скоростните самолети форма на крилото, гледана от пред. Както се вижда от фигурата, крилото е увиснало надолу и заключва известен тъгъл по отношение на хоризонта. Тъгълът, заключен между равнината, образувана от хордите на крилото и перпендикулярата към равнината на симетрия на самолета, се нарича тъгъл на напречния диедър ϕ . Крилото се прави с напречен диедър (V), за да се увеличи напречната устойчивост на самолета. Най-често употребяваните тъгли на напречния диедър (V) се движат между 2° — 7° .

Профил на крилата (фиг. 33). Под профил на крило се разбира формата на напречното му сечение. Профилът се характеризира със следните геометрични параметри: хорда (b), относителна дебелина с

$$(c = \frac{c}{b} \cdot 100\%),$$

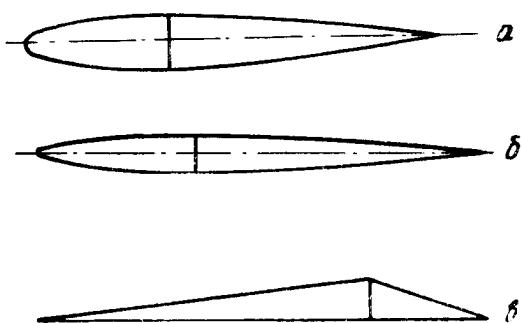
относителна кривина $f \left(f = \frac{f}{b} \right)$

и местоположението на максималната дебелина и максималната кривина на хордата на крилото. Характерно е, че при скоростните самолети не се използват познатите ни профили, прилагани при витломоторните самолети. Тук намират приложение следните видове профили:



Фиг. 32. Вид на крилото от пред

Двойноизпъкнал симетричен профил (фиг. 33, а). Този профил крила се използва особено често и преди всичко в скоростните самолети. Освен това тези профили се прилагат и при опашните плоскости на самолета. Тук средната линия на крилото съвпада с хордата му.



Фиг. 33. Профил на крилото

зис. Скоростта, с която въздушният поток обтича различните части от самолета, не е равна на скоростта на полета, а е много по-голяма и зависи от тяхната кривина. При частите с голяма кривина възниква вълновий кризис, който нарушава аеродинамичната характеристика на самолета: повишава се рязко съпротивлението му, наруши се правилното разпределение на подемната сила по продължението на крилото и се намалява устойчивостта и управляемостта на самолета.

За образуването на вълновий кризис върху крилото голямо влияние оказват формата и профилът на същото. Колкото относителната дебелина на крилото е по-малка, толкова ще е по-малка и изпъкналостта на неговата повърхност, а следователно и по-малки ще бъдат местните скорости на обдуване. Ето защо тънките профили, т. е. профилите с малка относителна дебелина, имат по-големи критични числа и по-малко вълново съпротивление, което се явява едно от техните най-големи преимущества, поради което те намират приложение в скоростните самолети за полети със звукови скорости.

Изкорубеността на профила оказва също голямо влияние върху аеродинамичната характеристика на профила, като при по-малка изкорубеност, което ще рече, че профилът се доближава до симетричния профил, съпротивлението на крилото ще е по-малко. При несиметричните профили горната повърхност на крилата поради своята изпъкналост е по-голяма, т. е. по-голяма е кривината, вследствие на което по-големи ще бъдат местните скорости на звука и по-интензивно ще се развие вълновият кризис.

Максималната дебелина на хордата също така влияе върху съпротивлението на крилото. Колкото по-назад е разположена максималната дебелина, толкова по-малко ще е съпротивлението на крилото.

От всичко казано дотук следва, че за намаляване на съпротивлението от крилата на скоростните самолети се употребяват крила с тънки

От формата на крилата и другите части на самолета (тяло, уреди за излитане и кацане, гладкост на повърхнините и др.) зависи големината на членното съпротивление и възникването на допълнително съпротивление при големите скорости на летене — вълново съпротивление. От кривината на различните части от самолета ще зависи образуването на вълновия кризис.

профили с малка или без никаква изкорубеност, т. е. крила със симетричен двойно изпъкнал профил, с разположение на максималната дебелина на 40—50% от хордата.

Симетричните профилни крила имат също така преимущество, че в значително по-малка степен изместват центъра на налягането при увеличаване скоростта, поради което намират приложение при скоростните самолети.

Наред с добрите си качества тия крила имат и един съществен недостатък — намаляват силата на поддържането. Особено това е важно при кацането на самолета, тъй като намаляването на силата на поддържането води до неустойчивост и губене на скорост (пропадане) на самолета, което може да доведе до нежелателни случаи. За избягване на този недостатък крилата са снабдени със средства за увеличаване на подемната им сила — предкрилки, задкрилки и клали за кацане.

Ламинарен профил (фиг. 33, б). Под ламинарен профил се разбира този профил, при който обтичането става плавно, без завихряния. Той е най-често използваният профил в скоростните самолети. Той е тънък и двойно изпъкнал симетричен профил с изострен атакуващ и изтънчен изходящ ръб. Ламинарният профил има максимална дебелина до 12%, която е изтеглена силно назад по хордата (над 40% от хордата).

Въвеждането на ламинарния профил позволи значително да се подобрият летателно-тактическите свойства на самолетите. На режими на максимална скорост ламинарният профил дава значително намаляване на профилното съпротивление на крилата, в резултат на което се достига значително увеличаване на максималната скорост.

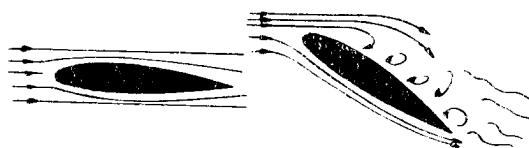
Някои съветски изтребители като МиГ-15 имат крила с ламинарен профил (фиг. 9).

Ламинарният профил е по-добър и по отношение на вълновото съпротивление, тъй като има по-високи критически числа M . При това след появата на вълновото съпротивление нарастващето на съпротивлението не е така интензивно както при обикновените профили.

Друга причина, която налага широкото приложение на крила с ламинарен профил при скоростните самолети, това е, че при тях се намалява съпротивлението на триене при режими на максимални скорости до появата на вълновия кризис.

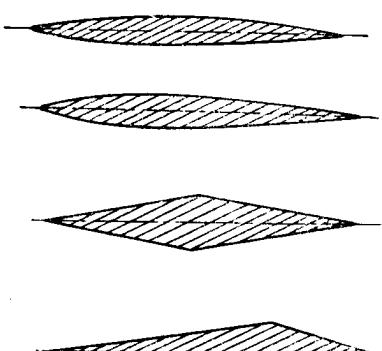
Наред с това обаче ламинарният профил има съществен недостатък, заключаващ се в това, че при увеличаване ъгъла на атака ламинарното (слоесто) течение на въздушните частици се натрупва и се превръща в турбулентно (вихрово), което увеличава съпротивлението на крилото (фиг. 34).

Оттук следва изводът, че основното преимущество на ламинарния профил се заключава в намаление на съпротивлението в определен диа-



Фиг. 34. Превръщане на ламинарното течение в турбулентно при големите ъгли на атака

пазон на тъгли на атака, съответствуващи на режима на летенето с максимална скорост. Ето защо чисто ламинарният профил ще намери приложение в самолети, летящи със скорост, не по-голяма от 70—80% от скоростта на звука, т. е. с не по-голяма скорост от 800—900 км/час при летене близко до земята.



Фиг. 35. Форми на M -устойчиви профили

големи значения на M_{cr} , са познати под името **скоростни** или **M -устойчиви профили** на крилото. Към тези профили спадат симетричните тънки профили и клинообразните. Те се характеризират, както по-горе беше посочено, с тънкостта си, с малката относителна кривина и разположение на най-голямата дебелина на 40—50% от хордата от атакуващия ръб на профила. Те се оказаха по-изгодни и при задкритически числа M , тъй като интензивността на вълновия кризис и вълновото съпротивление се намаляват, докато при дебелите профили разреждането зад задната им част е по-голямо.

M -устойчиви профили са показани на фиг. 35.

Конструкция на крилата

Всяко самолетно крило може да се разглежда като греда, натоварена с разпределени и съсредоточени сили, предизвикващи огъване и усукване.

Конструкцията на всяко крило се състои обикновено от скелет и обшивка. Скелетът от своя страна се състои от надлъжни и напречни елементи. Към надлъжните елементи спадат надлъжниците и стрингерите, а към напречните — ребрата.

В конструктивно отношение много от крилата на реактивните самолети по принцип не се различават от обикновените. Разположението, формата и профилът на надлъжните и напречните елементи са сходни на тия при крилата на витломоторните самолети, като се изключи това, че те са направени от по-здрав материал, по-тънки са и са съобразени с външната форма на крилата.

В зависимост от това, дали обшивката поема или не част или цялото натоварване върху крилото на практика, конструкциите на кри-

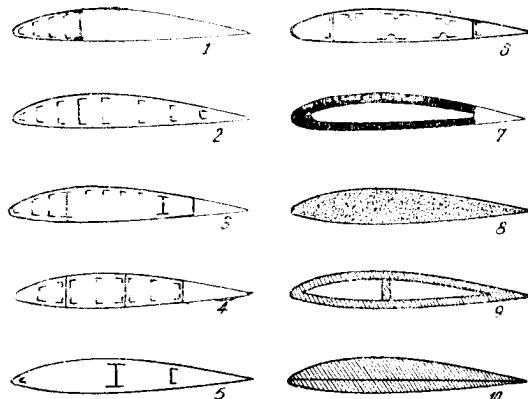
лата се подразделят на две — конструкции с неработеща обшивка и с работеща обшивка.

Конструкции с неработеща обшивка сега намират приложение само за учебни и спортни самолети, имащи скорост на летене около 300 км/час. Съвременните скоростни самолети имат крила с работеща металическа обшивка, която освен функциите на платнената позволява крилото да придобие необходимата гладкост, така нужна за избягване на допълнителното въздушно съпротивление, взема участие в общата работа на конструкцията на крилото като силов елемент и много по-добре запазва профилната форма на крилото. За материал се използва дуралуминиева ламарина с дебелина от 0,5 до 5 мм, която се прикрепва към скелета на крилото с помощта на нитове със скрити глави.

При съвременните скоростни самолети се използва и така наречената многослоева обшивка, предложена за пръв път от съветския професор Зонцайн през 1928 г., която има голяма здравина, не се изкорубва в летене, при това не е тежка и е много гладка. Изработва се от два тънки металически листа, между които се поставя пористо вещество с много малко относително тегло.

Нека разгледаме няколко конкретни примера на конструкция на крила с работеща металическа обшивка (фиг. 36).

Широко приложение наноследък намериха така наречените еднонадлъжникови крила. Едни от тях (фиг. 36, 1) са снабдени с масивен металически надлъжник, разположен в местата на най-големите натоварвания с усилена отпред носова обшивка. За по-големи скорости обаче тая схема се оказва непригодна. По-пригодно е еднонадлъжничковото, снабдено със стрингери крило с разположение на надлъжника по средата на хордата и снабдено с работеща обшивка по почти цялата повърхност на крилото (фиг. 36, 2). За скорости на летене около скоростта на звука се използват еднонадлъжниковите, безстрингерни крила (фиг. 36, 3). Ако крилата, снабдени със стрингери, позволяват да се образуват вълни по направление на потока вследствие силното разреждане над крилото, то при безстрингеровите крила се избягва образуването на вълни.



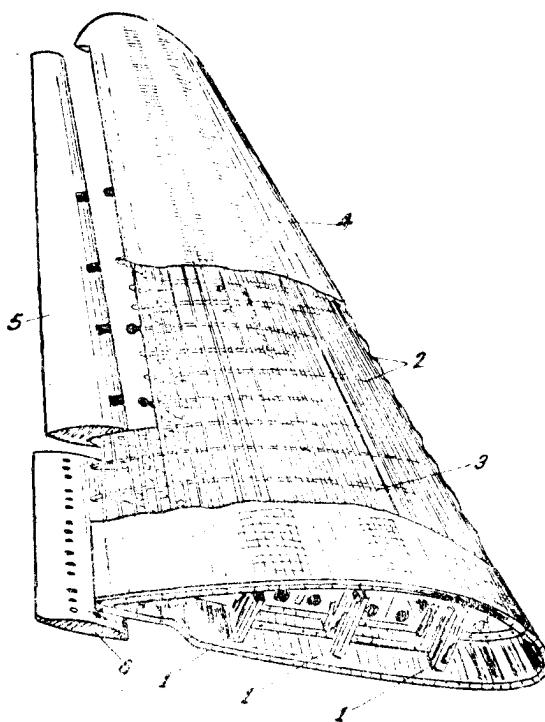
Фиг. 36. Сечение на различни типове крила:
1 — еднонадлъжниково крило с работещ атакуващ ръб;
2 — еднонадлъжниково крило с работеща обшивка; 3 — еднонадлъжниково безстрингерно крило с работеща обшивка;
4 — двунадлъжниково крило с работеща обшивка; 5 — моноблоково крило с няколко стени; 6 — кесонно крило;
7 — крило с многослоеста обшивка; 8 — пълното крило; 9 и
10 — лети или шампонани крила

Освен еднонадлъжникови крила в практиката се срещат и крила, снабдени с два надлъжника, наречени двунадлъжникови крила (фиг. 36, 4). Този тип крила, както и кесонните (фиг. 36, 6), намира по-широко приложение в тежките самолети.

Моноблоковото крило (фиг. 37) е снабдено с обшивка с дебелина, позволяваща да поеме възникналите усукващи и огъващи усилия. Тук поясите на надлъжниците са заменени със стрингери. Стрингерите, надлъжниците и обшивката образуват един общ блок, който понася всички действуващи сили и запазва добре формата и профила на крилото.

При скоростните самолети със свръхзвукови скорости се използват много тънки профили крила, в които не се поставят товари като въоръжение, резервоари и др., каквито случаи се наблюдават при самолети с малки и средни скорости. Ето защо тия крила могат да се отливат или щамповат от метал (фиг. 36, 8, 9 и 10).

Тук както и при крилата с многослоева или дебела обшивка липсва скелет.



Фиг. 37. Моноблоково крило:
1 – надлъжници; 2 – стрингери; 3 – ребра; 4 – обшивка;
5 – крилце; 6 – подкрилка

Надлъжниците на крилото (фиг. 38, а), ако последното е снабдено с такива, представляват греди с двуетообразно сечение от два пояса и вертикално свързваща стена. Стените на надлъжниците както и поясите са изработени от лека сплав.

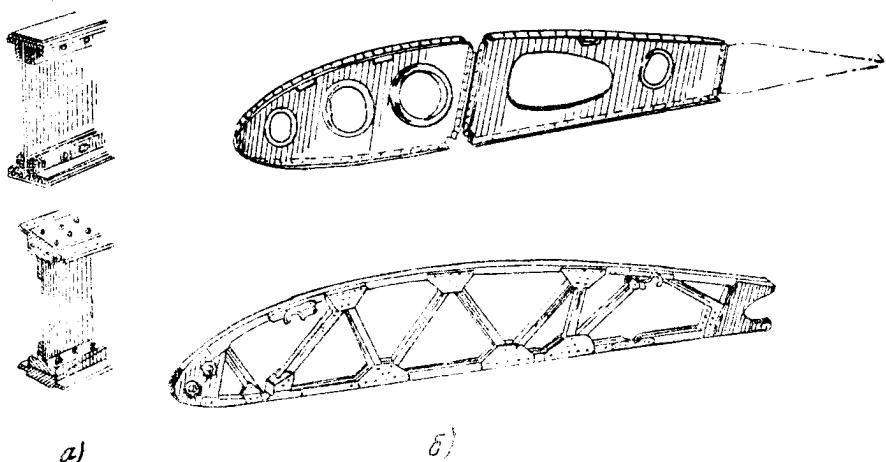
Стрингерите имат най-различно напречно сечение и се изработват от лека сплав.

Ребрата (фиг. 38, б) са напречните елементи на крилото. Те придават на крилото необходимата аеродинамична форма, а също така придържат обшивката. На фигурата е даден общ изглед на ребра.

Схватки на крилата (фиг. 39). Както и при обикновените самолети служат за захващане крилото към тялото или центроплана на

самолета. Състоят се от ухо и вилка, съединени с болт. Изработени са от висококачествена стомана и се прикрепват към поясите на надлъжниците с болтове и нитове.

Биват шарнирни и неподвижни. Шарнирните позволяват завъртване на крилото около схватката.

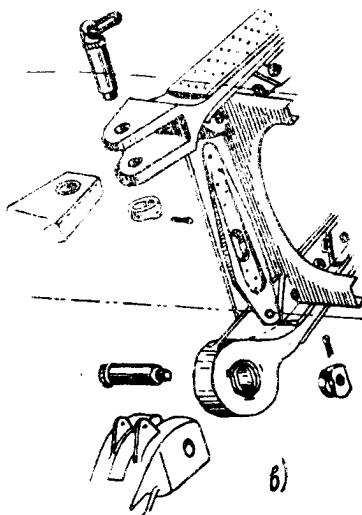


Фиг. 38. Елементи на крилото:
a — надлъжници, b — ребра

При скоростните самолети се използват неподвижните схватки. Ножове на крилата. Поставени са на горната повърхност на крилото по посока на въздушния поток. Използват се само при скоростните самолети и служат да разпределят правилно въздушната маса по разпереността на крилото. С това пречат да се образува силно завихряне в залеза между крилото и тялото. Изработват се от дуралуминиева ламарина и се захващат чрез нитове за елементите на крилото. Техният брой обикновено е два на едно крило.

Крилца (елерони)

Назначението на крилцата, както и при обикновените самолети, е да осигурят напречна управляемост на самолета. Разположени са нормално в задната част на крилото, като с



Фиг. 39. Схватки на крилата

него образувателно цяло. Могат да се завъртват около точките на закрепването си, и то така, че ако дясното се наклони нагоре, лявото ще се наклони надолу. Отклонението им в една или друга посока води до изменение кривината на профила на крилото, а оттук и до изменение на подемната сила в двете полукрила. Подемната сила в полукрилото, на което крилцето се е отклонило надолу, ще се увеличи, в същото време подемната сила на другото полукрило ще се намали. Двете противоположни изменения на подемната сила водят до образуване на моменти, които завъртват самолета около надлъжната му ос.

Ефектът на действието на крилцата зависи от разстоянието, на което са отдалечени от надлъжната ос на самолета, от големината на плоскостта им и от големината на тъгъла на отклонението им. Колкото тези елементи са по-големи, толкова и ефектността на крилцата ще е по-голяма.

Ако крилцата се отклоняват на един и същ тъгъл едното нагоре, а другото надолу, то нарастването на подемната сила в полукрилото с отклонено надолу крилце ще бъде по-голяма от намаляването на подемната сила в полукрилото с повдигнато крилце. В същото време съпротивлението в полукрилото със спуснато крилце ще е по-голямо, отколкото в полукрилото с вдигнато крилце. Това довежда до завъртане на самолета около вертикалната ос в посока, противна на наклоняването му. Това, разбира се, е нежелателно, поради което се избягва, като управлението на крилцата се прави така, че крилцата да се отклоняват нагоре на по-голям тъгъл, а надолу на по-малък, или управлението се прави диференциално.

Възможни са обаче случаи, когато при летене на големи тъгли на атака α на крилото, близки до критичните тъгли, да настъпи обратно действие на крилцата, познато под името реверс на крилцата. Реверсът е опасно явление и може да доведе до нежелателни случаи, особено при кацане на самолета. Обратното действие на крилцата се изразява в това, че в полукрилото, където крилцето е отклонено надолу, се получава не увеличаване, както би трябвало да бъде, а намаляване на подемната сила. За избегване на реверса пред крилцата се поставят предкрилки или между полукрилото и отклоненото надолу крилце се оставя профилиран процеп.

Реверсът на крилцата може да се получи и при големи скорости на летене, при което е възможно усукване на крилото поради слаба здравина. За да се избегне това, крилата на скоростните самолети се правят здрави и достатъчно корави. Обшивката им се подбира да е достатъчно дебела, а в атакуващия ръб в края на крилото се поставят тежести от няколко кг (обикновено чугун), за да се избегне усукване на крилото.

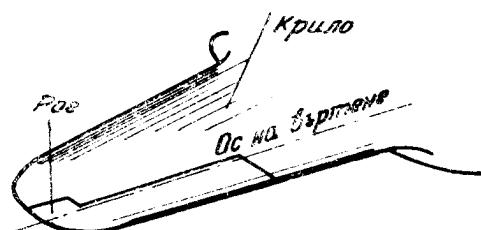
При самолетите със стреловидни крила реверсът зависи до голяма степен от съпротивлението на крилото на усукване. Обяснението е това, че вследствие усукването на стреловидното крило в значителна степен се изменя тъгълът на атака на сечението в плоскостта на фактическото обтичане на крилото. Не е изключено обаче в някои типове самолети поради особеността на конструкцията на крилото крилцата да се отклонят на един и същ тъгъл нагоре и надолу.

Задействуването на крилцата се извършва от летеца посредством ръчен лост. При отклонение на ръчния лост вляво лявото крилце ще се отклони нагоре, а дясното крилце — надолу и самолетът завива наляво. Отклоняването на крилцата изисква пилотът да употреби физическа сила, която ще трябва да бъде толкова по-голяма, колкото е по-голямата скоростта на летене, големината на плоцата на крилцата, бързината на отклонението и криволинейността на летенето. За намаляване на усилието, което пилотът употребява при отклонението на крилцата, същите се компенсират. Компенсирането на съвременните крилца може да бъде два вида: aerодинамично и тегловно.

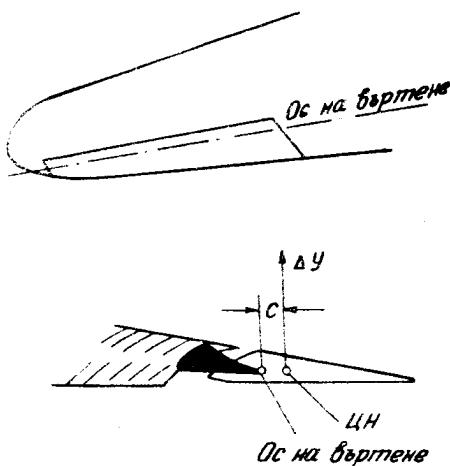
Аеродинамична компенсация. Има за цел да намали натоварването на летеца от ръчния лост, предизвикано от натоварването на крилцата, зависещо от квадрата на скоростта на летене. Бива рогова, осева, вътрешна и чрез сервокомпенсатор.

Рогова компенсация (фиг. 40). Крилцето е снабдено с издатък, приликащ на рог. При отклонение на крилцето нагоре рогът ще слезе надолу. Аеродинамичните сили, действуващи върху рога, създават момент, обратен на този от крилцето, и с това облекчават усилията на пилота. В съвременните скърстни самолети поради това, че роговата компенсация е като източник за образуване на вибрации и съпротивления на крилото, същата не се използува.

Осева компенсация (фиг. 41). Състои се в това, че при отклонение на крилцето в една страна носовата му част, т. е. тая част пред оста на въртене, ще се отклони в противоположната страна. Моментът, който ще се образува при действието на аеродинамичните сили върху част от плоскостта пред оста на въртене, ще намали тая от силите, действуващи на част от крилцето след оста на въртене. По този начин самолетът ще бъде по-леко управляем. Недостатък на този вид компенсация е, че не може да даде на всички режими от полета необходимия ефект.

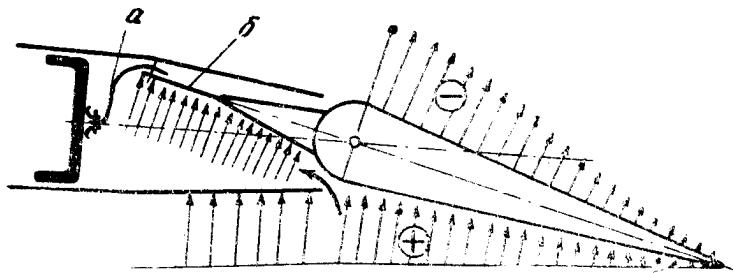


Фиг. 40. Рогова компенсация



Фиг. 41. Осева компенсация

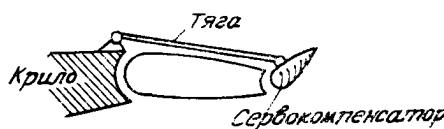
Вътрешна компенсация (фиг. 42). Използва се най-вече при съвременните скоростни самолети. Има вид на осева компенсация с площ до 50% от тая на крилцето, с тая само разлика, че предната част на крилцето, представляваща пластина (*б*), се намира в крилото и не се обтича от въздушния поток. Компенсацията се постига с това,



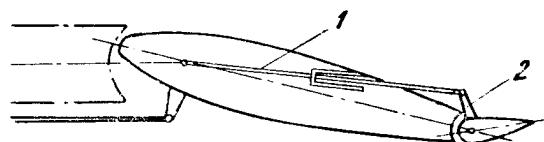
Фиг. 42. Вътрешна компенсация

че вътрешната част на крилцето се намира в област на повищено налягане при отклонение на крилцето, а другата — в областта на ниското налягане. Тези две области са изолирани една от друга с еластична

гумирана тъкан (*а*). Ако отклоним крилцето надолу, то над него ще се образува понижено налягане, а под него — повищено. Над предната част на крилцето, намираща се в крилото, ще се появи подналягане, а под нея повищено налягане, което рязко ще намали шарнирния момент на крилцето и ще облекчи управлението на самолета.



Фиг. 43. Сервокомпенсация



Фиг. 44. Тример
1 — тяга; 2 — лост

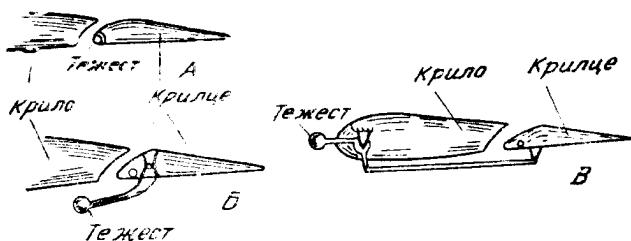
крилцето. Аеродинамичните сили, образували се в него, създават компенсиращ момент, подобряващ управлението на самолета.

Тример (фиг. 44). Отличава се от сервокомпенсатора само по това, че пилотът по желание може да го задвижва и поставя в такова отклонение, което би позволило да има най-малко усилие в ръчния лост.

Тегловна компенсация (фиг. 45). Тегловната компенсация представлява тежести, поставени равномерно в атакуващия ръб на крилцето, и служи да измести центъра на тежестта на крилцето напред.

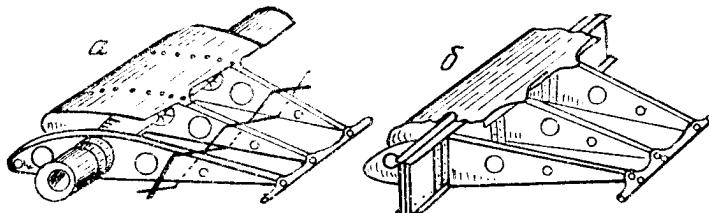
С това се избягва появяването на вибрации в крилото и идването на неустойчивост в самолета. За тежест се използва олово или чугун.

За да се улесни управлението на крилцата и да се избегне натоварването върху пилота от ръчния лост, отклоняването на крилцата може да бъде и посредствено. Посредственото управление се изпол-



Фиг. 45. Тегловна компенсация:
А — тежестта е поставена в крилцето; Б и В — тежестта е извън крилцето

зува само при скоростните самолети и се състои в това, че отклонението на ръчния лост задействува допълнителни механизми, които отклоняват крилцата. Такива допълнителни механизми могат да бъдат



Фиг. 46. Конструкция на крилцата:
а — криле с тръбен надлъжник; б — криле с двупоясен надлъжник

електромоторът, разни помпи (маслени или хидравлически) и др. С това се улеснява работата на пилота и управлението на самолета става без усилия.

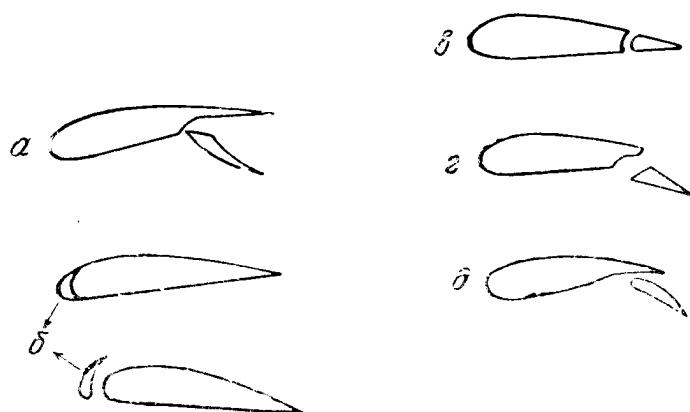
Конструкция на крилцата (фиг. 46). Конструкцията на крилцата е целометалическа. В основата си не се различава от крилцата на обикновените самолети. Силовият скелет се състои от един или два тръбни и двупоясни ([-или I-образни) надлъжника, към които се прикрепват ребра от пресована дуралуминиева ламарина с [-образно сечение. В ребрата са направени развалцовани отвори за олекотяване. Скелетът на крилцата се обшива целият с твърда обшивка, за да не се получат при големи скорости на летене деформации, вследствие на което се идва до големи вълнови съпротивления. Освен това характерът на разпределението на налягането на профила може да доведе

до това, че по повърхността на крилцето да действуват толкова значително аеродинамичните сили, че плътната обшивка и нейното нитово закрепване към скелета да се окажат недостатъчно здрави. Твърдата обшивка довежда до преместването на центъра на налягането назад, вследствие на което се налага поставянето на по-голяма тегловна балансировка.

Крилцата се закрепват към полукрилата със схватки — ухо, вилка и болт. В ушите на схватките се поставят сачмени лагерчета за осигуряване на леко въртене на крилцето.

Механизация на крилото

При летене на самолета с големи ъгли на атака (над 10—15°) обичането на крилото се нарушава — настъпва откъсване на въздушния



Фиг. 47. Механизация на крилото:
α — клани; β — предкрилки; γ — задкрилка без междина; δ — задкрилка с междина;
ε — подкрилка

поток. Откъсването на потока при стреловидните крила започва най-напред от края и постепенно се разпространява върху цялата разпереност на крилото. Откъсванията на потока при големи ъгли на атака, с каквите например самолётът извършва кацане, довежда до намаляване на подемната сила и увеличаване съпротивлението на крилото. Това предизвиква пропадане на самолета. За да се избегне пропадането, върху крилото се поставят специални приспособления за увеличаване на подемната сила, без да се увеличава съпротивлението. Тези приспособления са познати под името механизация на крилото, а самото крило се нарича механизирано.

Освен при обикновените самолети, а така също и при съвременните за увеличаване на площа на крилцата и кривината на профила им, а оттук и до увеличаване на подемната сила на крилото се прилагат следните елементи на механизация на крилото: клани, предкрилки, задкрилки и подкрилки (фиг. 47).

Клапи (фиг. 47, а). Клапите представляват малки плоскости, разположени в задната долната част на крилото, и могат да се отклоняват надолу с помощта на система лостове посредством сгъстен въздух или хидравлично. При отклонението си те увеличават изкорубеността на профилите на крилото, вследствие на което нараства подемната сила на крилото. Излитането на самолета става с отклонени клапи на 10—20°, а кацането — 50—60°, при което подемната сила на самолета силно нараства. Биват прости и с плъзгащ се шарнир. Вторите при задействуване се отклоняват и изместват чрез плъзгане назад, като освен изкорубеността увеличават и площа на крилото.

Предкрилки (фиг. 47, б). Предкрилката представлява неголямо подвижно крилце, което може да се премества напред по отношение на крилото или плътно да приляга към предната му част. При това се създава междина между предкрилката и атакуващия ръб на крилото, през която притича въздух от долната към горната част на крилото. Тъй като разстоянието между предкрилките с отиване към изхода се стеснява, то въздухът при изхода ще увеличи своята скорост и няма да разреши над крилото да се образува откъсване на потока. Отклонението на предкрилките става автоматично. При малки ъгли на атака равнодействуващата на аеродинамичните сили е насочена към предкрилката и плътно я притиска към крилото. При големи ъгли на атака равнодействуващата е насочена от предкрилката и я отваря. Предкрилките не намират голямо приложение, дори при скоростните самолети са напълно избягнати.

Задкрилки (фиг. 47, в и г). Задкрилките представляват малки повърхности в задната част на крилото, които могат да се отклоняват надолу, въртейки се около ос, разположена вносовата част на задкрилката. Биват прости и с междина. При простите задкрилки подемната сила се увеличава вследствие изкорубването на профила, а при тия с междина освен от изкорубеността още и от ефекта на междината, през която въздухът увеличава своята скорост и над крилото се образува разреждане.

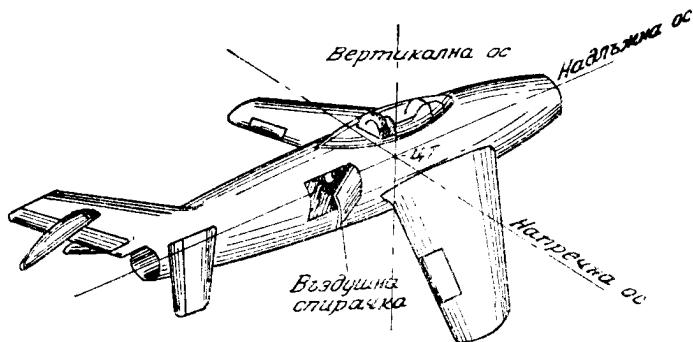
Подкрилки (фиг. 47, д). Подкрилките приличат на клапите и се отличават от тях само по това, че имат крилен профил. Поместват се в изрез на опашната част на крилото. Те са много ефикасни при кацане. При отклоняване на подкрилката надолу едновременно се придвижва и назад, при което между подкрилката и крилото се образува междина. Това води до увеличаване кривината на профила на крилото, до увеличаване площа на крилото и създаване ефект от междината, в резултат на което се увеличава подемната сила на крилото. Най-разпространени подкрилки са тип ЦАГИ.

Спирачни клапи (фиг. 48). Имат назначението да намаляват скоростта на самолета при хоризонтален полет и при отвесно спускане. Срещат се решетъчни (наподобяващи скара), които се монтират под тялото на самолета, и цели, монтирани в опашната част на тялото. Пилотът чрез тях намалява по свое желание скоростта на самолета за тактически и други цели, като ги отклонява на съответен ъгъл, при което силен съпротивлението на самолета.

Конструкцията на елементите за механизация на крилото до голяма степен наподобява тая на крилцата.

3. ОРГАНИ ЗА УСТОЙЧИВОСТ И УПРАВЛЯЕМОСТ НА САМОЛЕТА

Устойчивост се нарича способността на самолета да запазва зададения от летеца режим на летене и сам, без намесата на летеца, да се връща към него, ако бъде нарушен временно от някоя външна причина.



Фиг. 48. Въздушна спирачка и оси на самолета

Устойчивостта на самолета бива три вида: надлъжна (около напречната ос на самолета), която се осъществява от хоризонталните опашни плоскости; попътна (около вертикалната ос на самолета) — опашни плоскости, и напречна (около надлъжната ос на самолета) — от напречната V-образност на крилата (фиг. 48).

Управляемост на самолета се нарича способността му да реагира при съответно отклонение на органите за управление, като изменя режима си на летене по желание на летеца, т. е. да преминава от един режим на летене към друг.

Маневреност на самолета се нарича способността му бързо да променя за определен промеждутък от време скоростта, височината и направлението си на летене, т. е. бързо да променя положението си в пространството.

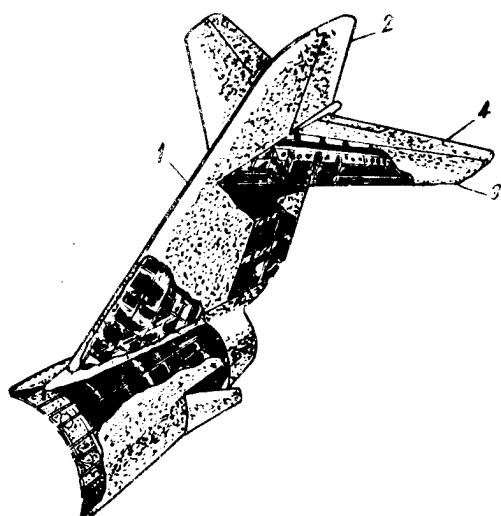
Опашни плоскости. Опашните плоскости имат предназначение да осигурят надлъжната и попътна устойчивост, управляемост и балансировка на самолета. Те извършват това, като създават допълнителни аеродинамични сили. Състоят се от хоризонтални и вертикални опашни плоскости, поставени в края на тялото на самолета.

Вертикалните опашни плоскости (фиг. 49) осигуряват попътната устойчивост и управляемост на самолета. Състоят се от неподвижен вертикален стабилизатор и подвижно вертикално кормило. Вертикалният стабилизатор осигурява попътната устойчивост на самолета. Например ако самолетът се отклони наляво (фиг. 50), то върху

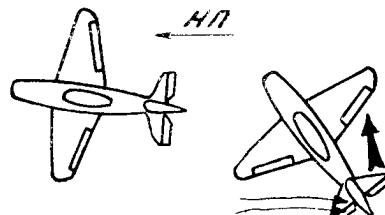
вертикалния стабилизатор ще се появи аеродинамична сила от налята-щия под известен ъгъл въздух, която ще завърти опашната част на самолета наляво така, че да върне самолета в първоначалното му положение.

Чрез отклонение на вертикалното кормило вляво или вдясно самолетът ще промени режима си на летене и съответно ще се отклони наляво или надясно.

Вертикалният стабилизатор се захваща непосредствено за опашната част на тялото на самолета чрез схватки или е изработен заедно с тялото, което се среща най-често. Профилът му е симетричен. При скоростни самолети е сравнително по-висок и здрав, тъй като за него



Фиг. 49. Опашни плоскости:
1 — вертикален стабилизатор; 2 — вертикално кормило;
3 — хоризонтален стабилизатор; 4 — хоризонтално кормило



Фиг. 50. Попътна устойчивост на самолета

се захваща хоризонталният стабилизатор. Обикновено се състои от металически скелет — два надлъжника, ребра и стрингери, и силна металическа обшивка, захваната за скелета посредством нитове. Вертикалното кормило се захваща на няколко места чрез схватки — ухо, вилка и болт за задния надлъжник на вертикалния стабилизатор. Скелетът му се състои обикновено от един надлъжник и помощни елементи. Обшивката на кормилото е металическа.

Хоризонталните опашни плоскости (фиг. 49) осигуряват надлъжната устойчивост и управляемост на самолета.

Хоризонталният стабилизатор осигурява надлъжната устойчивост на самолета по следния начин: ако по някаква независеща от летеца причина крилото на самолета увеличи ъгъла си на атака, то в същото време ще се появи допълнителна подемна сила, която ще се стреми да завърти самолета около центъра на тежестта му. В същия момент ще се увеличи и ъгълът на атака на хоризонталния стабилизатор, в който ще се появи също допълнителна сила на поддържане, която ще има обратен стремеж на тая от крилото. Тъй като разстоянието от центъра на тежестта до хоризонталния стабилизатор е по-голямо, отколкото това до крилото, то и моментът на допълнителната

сила на хоризонталния стабилизатор ще е по-голям, вследствие на което самолетът ще се върне в първоначалното си положение след няколко затихващи колебания около центъра на тежестта.

Хоризонталното кормило осигурява наддължната управляемост на самолета. При отклонението му се създават аеродинамични сили, които предизвикват изкачване на самолета, ако кормилото е отклонено нагоре, и слизане, ако кормилото е отклонено надолу.

Конструкцията на хоризонталния стабилизатор е сходна с тая на крилото. Състои се от скелет и обшивка. В скелета влизат два наддължника, ребра и стрингери. Обшивката на стабилизатора е металическа — твърда.

Хоризонталният стабилизатор се захваща за вертикалния неподвижно. При нескоростните самолети се захваща за тялото на самолета. Поставянето на стабилизатора на височина се обяснява със стремежа да се избегне аеродинамичното „засенчване“ от крилото.

Конструкцията на хоризонталното кормило е аналогична на тая на крилцата.

Формата на опашните плоскости на реактивните самолети е сходна на крилата им — най-често се среща стреловидната.

Профилът на опашните плоскости е симетричен.

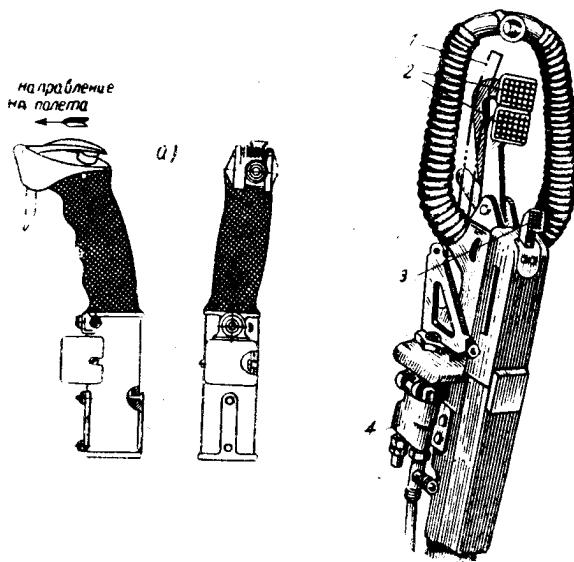
Разположението на вертикалните и хоризонталните опашни плоскости помежду им и спрямо тялото е такова, че при големи ъгли на атака осигурява взаимното им аеродинамично „незасенчване“. Особено това важи за вертикалното кормило. Ако то бъде „засенчено“ от хоризонталното при влизане на самолета в свредел (неуправляемо винтообразно движение на самолета към земята), самолетът не ще може да излезе от свредела поради липса на ефективност във вертикалното кормило.

При големи скорости на летене центърът на налягането на крилото рязко се променя, което е причина да се увеличи натоварването на опашните плоскости. Освен това се премества и центърът на налягането на опашните плоскости, което довежда до увеличаване натоварването върху кормилата, което затруднява пилота при задействуването им. Това се нарича „заклинване на кормилата“. Начините за избягване на това явление са: употребата на подвижен стабилизатор, управляем в летене, прилагането на управление с изменяемо предатъчно число, чрез вътрешна компенсация и чрез употребата на хидроусилители в системата на управление, представляващи хидравлически помпи, чрез които се задействуват крилцата и кормилата. Употребата на хидроусилители намалява 8—10 пъти натоварването върху летеща.

При големи скорости върху крилата се образуват скокове на уплътнение, които нарушават плановото обтичане на крилата и предизвикват завихряне на потока след крилата. Това води до понижаване ефективността на опашните плоскости и предизвика в тях тресене — скоростен бафинг. За предотвратяване на това опасно явление е необходимо опашните плоскости да се поставят високо по отношение на крилото. С това се премахва и опасността опашните плоскости да се намират в зоната на изтичащите от двигателеля изгорели газове.

4. УПРАВЛЕНИЕ НА САМОЛЕТА

Органи за управление на самолета са всички механизми, лостове, въжета и др., посредством които пилотът задействува крилцата, кормилата, тримерите, клапите, спирачките, колесника, агрегатите на двигателя и др., с които управлява самолета.



Фиг. 51. Ръчен лост:

1 — ръчка за управление на спирачките; 2 — пултюве; 3 — предизвикател;
4 — клапан за управление на спирачките

Управлението на самолета бива ръчно — посредством което пилотът задействува крилцата и хоризонталното кормило, въведено за пръв път в 1906 г. от руския изобретател Улянин, и крачно — посредством което се задействува вертикалното кормило.

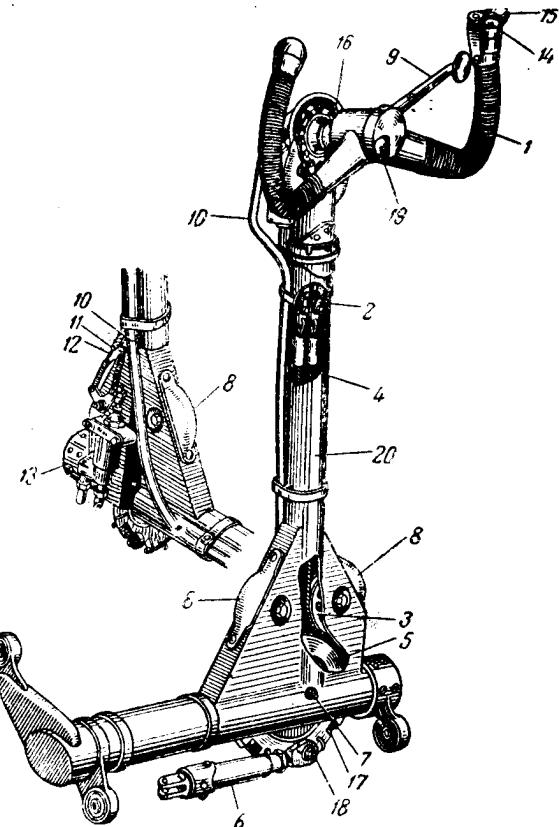
Ръчното управление бива управление с ръчен лост или посредством волан.

Ръчният лост (фиг. 51) представлява металическа тръба, на горния край на която има ръкохватка. Ръкохватката може да бъде обикновена (фиг. 51, а) или с венец (фиг. 51, б). Лостът е шарнирно закрепен и може да се отклонява назад, напред, вляво и вдясно. При отклонение на лоста напред или назад се отклонява хоризонталното кормило посредством тръби или кабели надолу или нагоре. Отклоняването вляво или вдясно на лоста влече след себе си отклоняването на крилцата нагоре и надолу.

Воланът (фиг. 52) е снабден със зъбно колело, върху което е поставена велосипедна верига, двата края на която са свързани с въжета за крилцата. Зъбното колело се задвижва от щурвал (ръкохватка).

Отклонението на хоризонталното кормило се извършва чрез отклоняване на целия волан напред и назад по подобие на ръчния лост.

Крачното управление на вертикалното кормило се извършва посредством крачен лост, педали или стъпенки, за които са захванати



Фиг. 52. Волан :

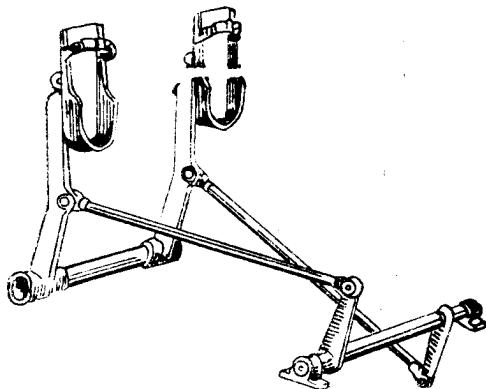
1 — ръкохватка; 2 — верига; 3 — ролка-сектор; 4 — въже; 5 — ролка-сектор; 6 — тяга;
7 — ос на въртене на ролката-сектор; 8 — конус на ролката; 9 — пулт
за управление на спирачките; 10 — електропровод; 11 — бауденова обивка;
12 — въже за управление редуктора на спирачките; 13 — редуктор
на спирачките; 14 — бутон; 15 — предпазителна скоба; 16 — глава на волана;
17 — накрайник на въжето; 18 — болт; 19 — бутон за аниовърженето;
20 — колонка на волана

лостовете или кабелите за отклонение на кормилото. На фиг. 53 е показано принципно устройство на крачно управление.

В зависимост от това, дали проводите са въжета, телове или профилирани ленти, управлението бива меко или твърдо, когато проводите са дуралуминиеви тръби.

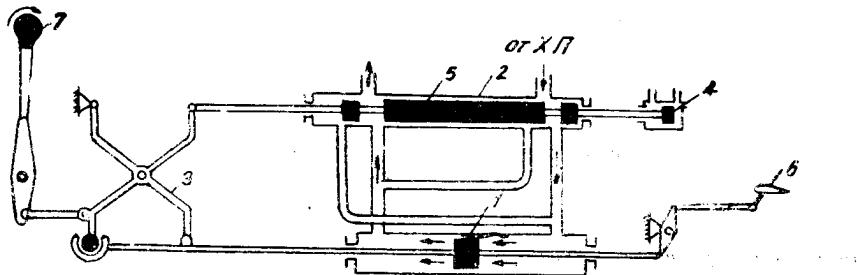
При големи скорости на летене аеродинамичната характеристика на крилата се изменя, вследствие на което рязко се увеличават момен-

тите и усилията в ръчния и крачния лост. Самолетът се „заковава“ в пикиране“. За избягване на това неудобство и за лесно управление на самолета се прилагат различни начини. Най-разпространеният начин за намаляване усилията на пилота е въвеждането на бустерно устройство,



Фиг. 53. Крачно управление

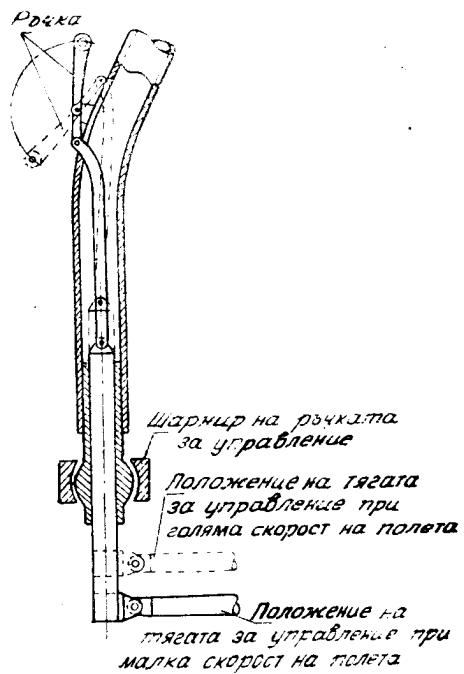
което може да бъде електрическо, пневматично, хидравлично и сменено. Най-сигурното и най-често срещано е хидравличното бустерно устройство.



Фиг. 54. Бустерно управление — схема

На фиг. 54 е показано хидравлично бустерно устройство. Ръчката за управление на самолета 7 е свързана със система синхронизирани лостове 3, чрез което се предава движението на разпределителното бутало 5, поставено в разпределителния цилиндър 2. При движението си разпределителното бутало отваря единия или другия отвор, откъдето постъпва течност под налягане от хидравличната помпа (ХП) и премества бутало 1 вляво или вдясно в зависимост от това, кой отвор е открыт. Буталото 1 е свързано посредством прът с юрмилата или крилцата 6. За създаване на усет у пилота при движение на управлението служи цилиндърът 4 с бутало в него, където също се подава налягане.

Друг начин да се намалят усилията на пилота е използването на ръчни лостове с променливо число на предаваното усилие. Лостът 1 (фиг. 55) служи да се удължава или скъсява дължината на рамо 2 с



Фиг. 55. Ръчен лост с изменяемо число на предаването

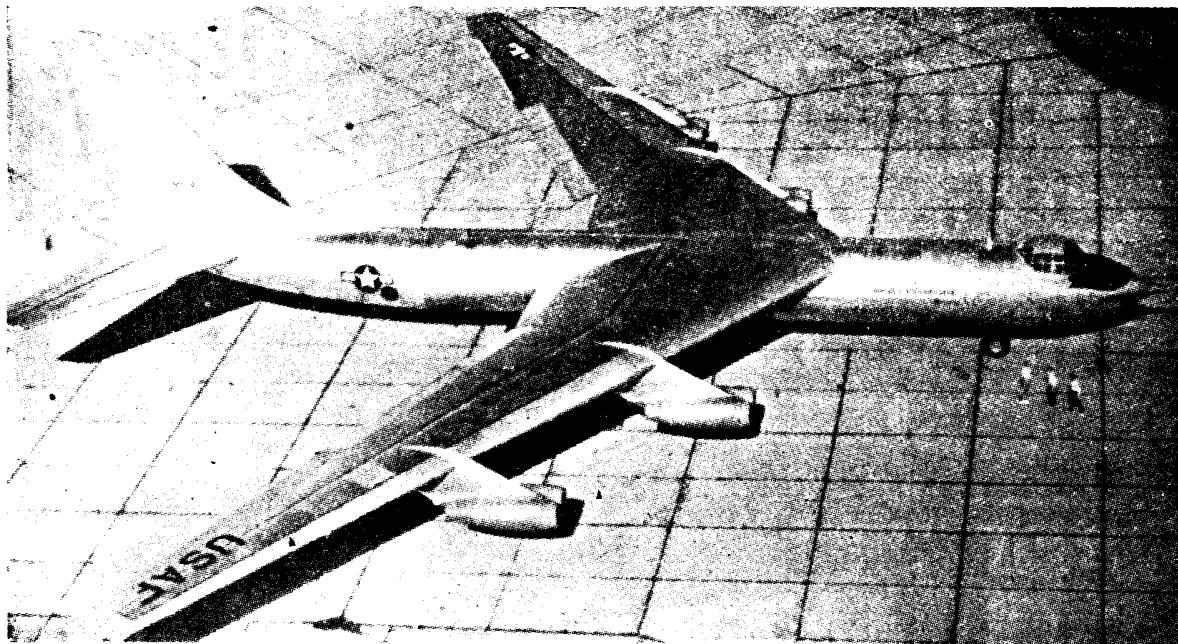
цел да се увеличи или намали предаваемото в точка 3 усилие, откъдето проводи задвижват кормилата.

5. ТЯЛО НА САМОЛЕТА

Предназначението на тялото на самолета е да събере в едно цяло основните му части. За него се закрепват крилата, опашните плоскости, понякога двигателят, уредите за излитане и кацане и резервоарите. В тялото се поместват екипажът, пътниците, товарите, въоръжението, приборите и др.

От аеродинамична гледна точка тялото представлява вредна част, тъй като при летене създава само вредно съпротивление. Това налага размерите му да бъдат по възможност минимални, което в съвременните реактивни самолети не може да се спази, тъй като вследствие на неголемите размери на крилата се налага телата да имат достат-

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8



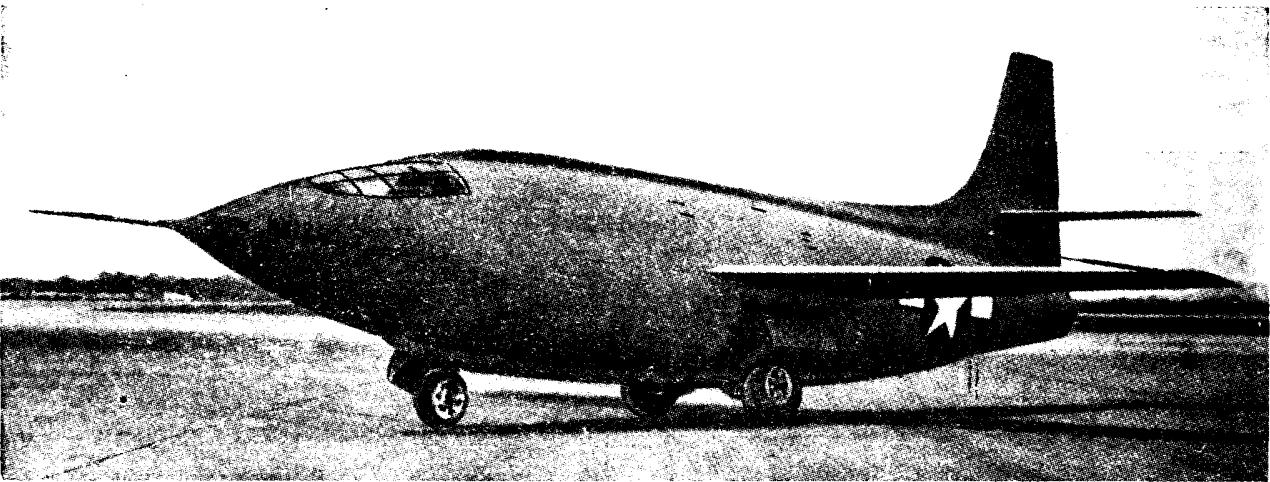
Фиг. 5б. Рактивен самолет „Боинг“ В-52Д с крила форма на гялото

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

тъчно голем обем за поборите на горивото, товарите, уредите за излитане и кацане, който във витловите самолети в повечето случаи се побираят в крилата.

За създаване на по-малко вредно съпротивление се подобрява формата на тялото на самолета. Най-често спречани са удобно обтекаеми форми на телата са: купулата (фиг. 56), овалната и елиптичната. От тях най-разпространена е елиптичната. Самолет с елиптично тяло е самолетът „Бел“, показан на фиг. 57. Той е способен с ракетно-ракетен двигател.

Три неоплатяниново малателни изпитвани същият достигна скорост 2656 км/час при полетно тегло 8000 кг, от което 5000 кг гориво. Продължителността на полета на самолета е всичко 4–5 мин. Тя има главни операции, добра обтекаемост без чупки и гънки, и глажка повърхност – без пропени и отвори, което спомага за отдалечаването на въздушния кризис.



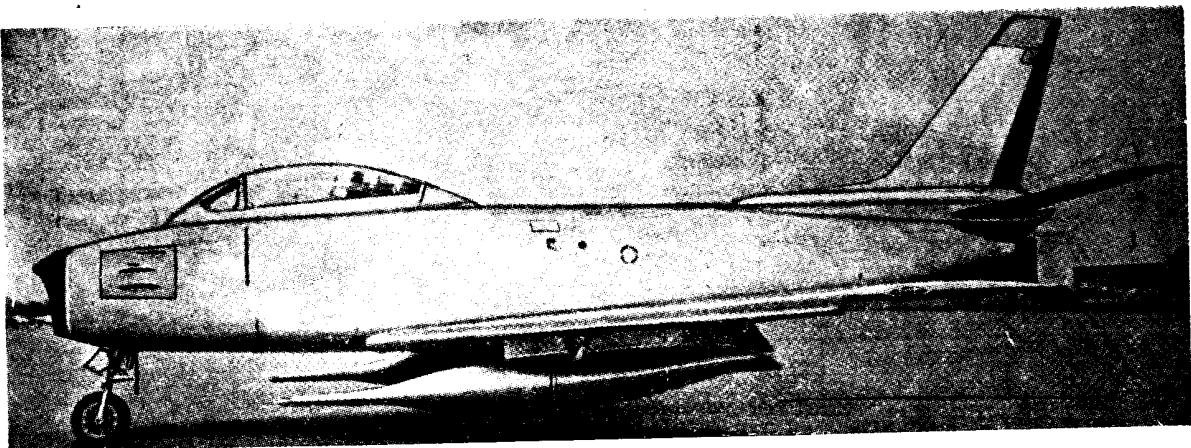
Фиг. 57. Самолет „Бел“ с тепло-ракетен двигател с елиптична форма на тялото

Самолет с крила формата на тялото е един от най-големите американски самолети „боемин B-52Д“, който представлява стратегически бомбардировач. Същият е произведен през 1952 г., като серийно започва да се изработка през 1954 г. Има стреловидност на крилата 35°. Огънчата се с големата си еластичност на крилата, която се опира върху края на 2,5 метра. Има осем реактивни двигатели, разположени по

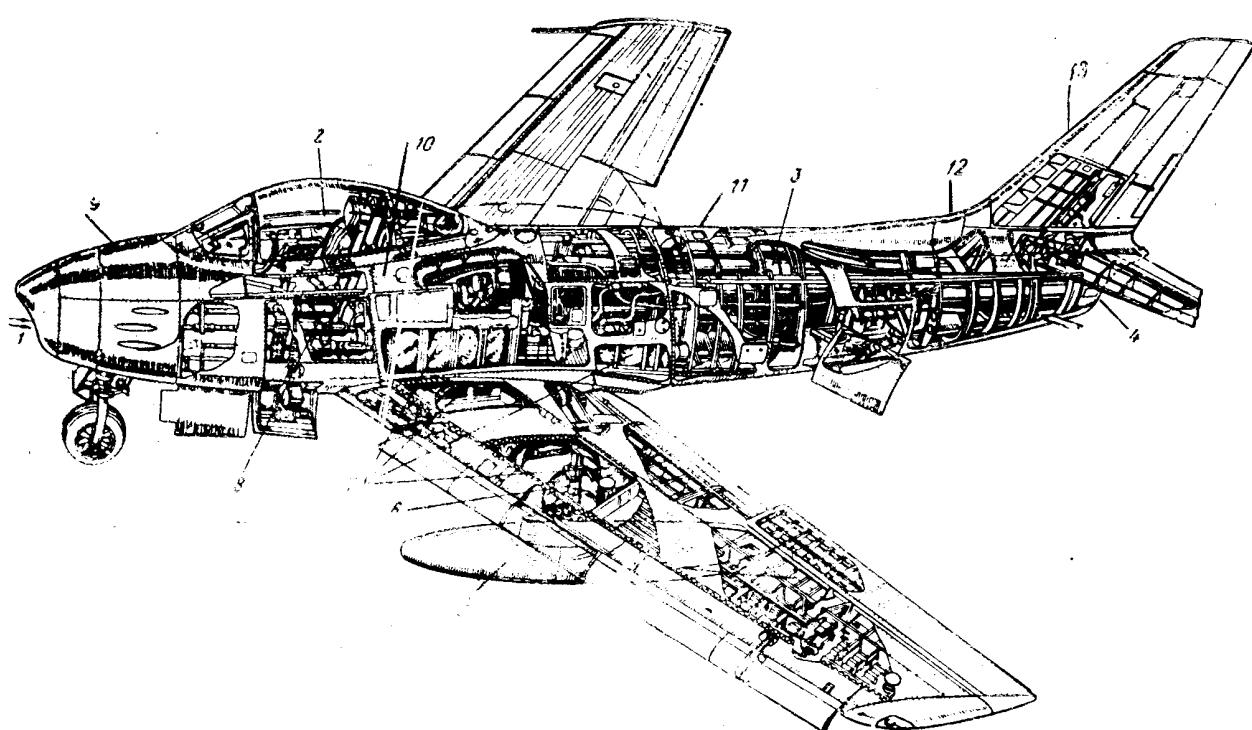
двойки над крилата. При кацане за намаляване дължината на разбега изхвърля парашут. Самолет „Боеминг B-52-D“ има следните по-характерни тактико-технически данни: разпереност — 56,42 м; дължина — 47,73 м; височина — 14,73 м; носеща площ — 361 m^2 ; полетно тегло — 158 900 кг; полезен товар — 34 000 кг; максимална скорост — 960 km/h ; таван — 15 250 м; район на действие — 10 000 км.

По тактико-технически данни съветският самолет ЦАГИ-428 „Молот“ също с крила форма не отстъпва на самолет „Боеминг B-52-D“. Той е стратегически бомбардировач, който за пръв път бе демонстриран над Тушинското летище на празника на авиацията през 1955 г. Макар и снабден с два турбо-реактивни двигателя, той има далеч по-добри тактико-технически данни и е пуснат в серийно производство.

Телата на съръдско-ростните самолети и тия с ТРД имат силно заострена носова част или с пиши за „шепене“ на въздуха (фиг. 57). Самолетът също силно заострена носова част е показан на фиг. 131. Същият има дълго и остро коническо тяло с форма на снаряд. Снабден е с 2 мощнни турбо-реактивни двигатели и е изчислен да развива скорост на летене около 3700 km/h . Останалата част на тия самолети е също така заострена и има отвор за изпускателната тръба на реактивния двигател. Самолетите с турбо-реактивни двигатели имат заострена носова част с всмуквателно отвор (всмуквателно отвор) за преминаване на въздуха към двигателя (фиг. 58).

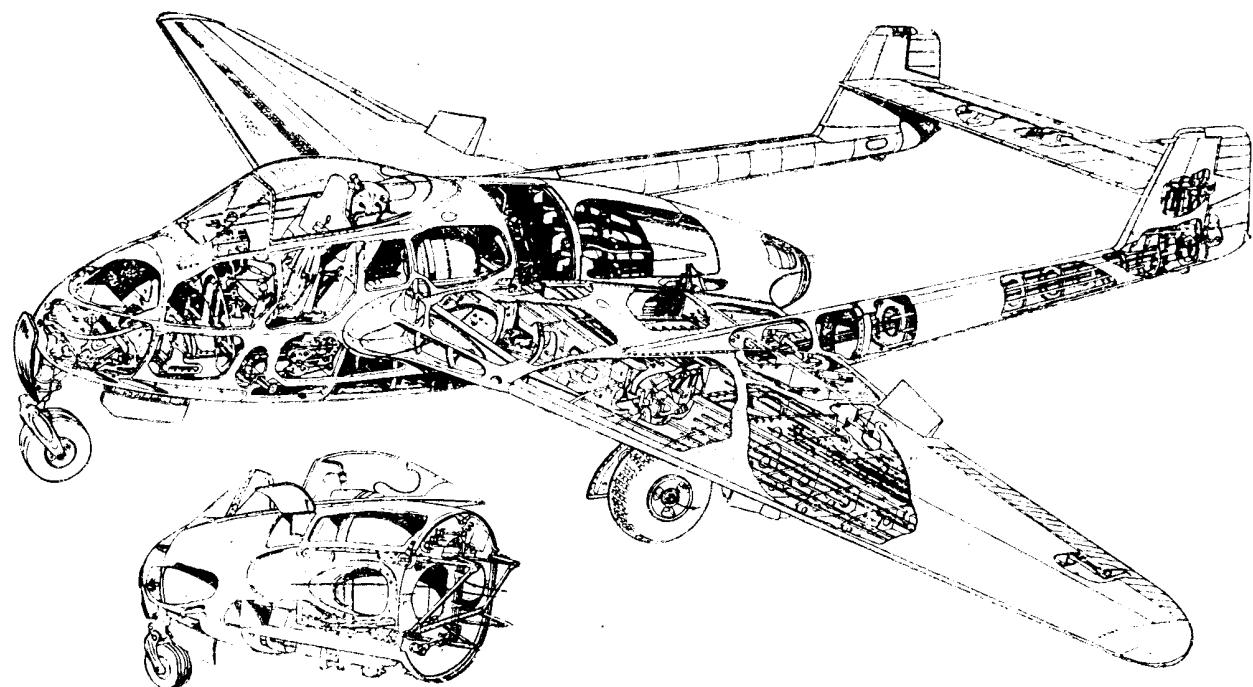


Фиг. 58. Самолет с турбо-реактивен двигател с окачвани резервоари под тялото



Фиг. 59. Едноместен реактивен самолет с турбо-реактивен двигател:
1 — входящо сопло; 2 — кабина на пилота; 3 — двигател; 4 — изходящо сопло; 5 — скичващи газервоар; 6 — колесник; 7 — основни горючни резервоари;
8 — въоръжения; 9 — носова част на тялото; 10 — предна част на тялото; 11 — централна част на тялото; 12 — опашна част; 13 — опашни плоскости

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8



Фиг. 60. Реактивен самолет с централна кокпила

Sanitized Copy Approved for Release 2010/03/04 : CIA-RDP80T00246A039100450001-8

Конструкцията на тялото на реактивния самолет се прави достатъчно здрава, за да е в състояние да поеме големите натоварвания от скоростното и фигурното летене. Тя трябва да отговаря на редица условия: да не се деформира в летене, да има малко тегло, да е удобна за експлоатация, лесно и евтино да се изработва и да предлага удобства на пътниците и екипажа — добре звукоизолирана, проветряема и отопляема.

Телата на изтребителните самолети за лесно производство, транспорт и монтаж (фиг. 59) са направени главно от четири части: носова, с предно носово колело; предна, с кабина на летеца; централна и опашна част, с опашни плоскости.

Напоследък се забелязва тенденция при конструиране на големи самолети да се премахва тялото, изразяваща се в това, че от обикновените схеми самолети се преминава към „летящо крило“. Освен „летящо крило“ (фиг. 26) все по-често се срещат самолети с централна гондола, в която се помещават двигателят и кабината на екипажа, и две балки за захващане на опашните плоскости (фиг. 60).

Конструкция на тялото. Конструкцията на тялото поема огъващите и усукващи моменти на аеродинамичните сили. Тя се състои от силова система (скелет) и спомагателни елементи. В зависимост от вида на скелета телата биват прътови (ферменни) и гредови.

Гредовите тела (фиг. 61, а) се появиха през Втората световна война, но въпреки явните им преимущества в сравнение с ферменните (фиг. 61, б) те дълго време не получиха разпространение поради недостатъчно усвояване на конструкцията. Сега обаче те получават широко приложение и известват напълно ферменните.

Гредовите тела могат да бъдат дървени или металически. Днес се употребяват главно металлически гредови тела със следните три разновидности:

Гредово-надлъжниково тяло (полумонокок). Конструкцията на такова тяло се състои от 4 моцни надлъжника и слаб набор от стрингери и шлангоути (пояси) с неработеща или частично работеща на усукване обшивка.

Гредово-стрингерно тяло (полумонокок). Конструкцията на такова тяло се състои от тънка обшивка и гъста мрежа стрингери и шлангоути. Тялото на самолета, показан на фиг. 59, е полумонокок.

Гредово-черупково тяло (монокок). Конструкцията на такова тяло представлява сравнително дебела обшивка, усилена само с пояси. Телата от този тип намират приложение само на малки самолети.

Телата на съвременните реактивни самолети са предимно тип монокок.

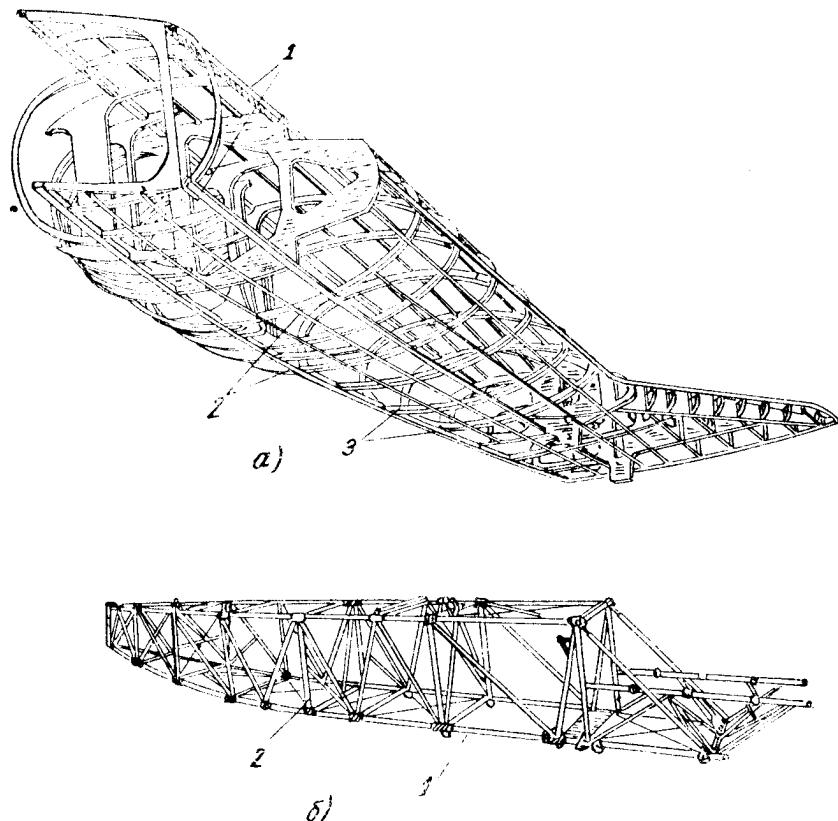
Елементи на гредовото тяло. Гредовото тяло се състои от надлъжници, стрингери, рамки, обшивки и възли.

Надлъжниците са стоманени или дуралуминиеви профили с разнообразни напречни сечения или тръби. Същите биват главни надлъжници, възприемащи основните усилия от натоварването на тялото, и спомагателни — възприемащи местните натоварвания.

Стрингерите биват силови и спомагателни. Изработват се от стоманени или дуралуминиеви профили или тръби. Силовите стрингери

се разполагат по цялата дължина на тялото и поемат част от нормалните усилия на огъване, а спомагателните служат за окантоване на люкове (отвори) по тялото на самолета.

Рамките служат да дадат форма на напречното сечение на тялото. Те биват нормални и усиленни. Усилените служат за местни



Фиг. 61. Видове тела:
а - предово тяло; б - фермено тяло; 1 - наддължници; 2 - стрингери; 3 - рамки

усилвания по тялото. Рамките се изработват от дуралуминиеви профили с L-, П-, Z-образни сечения.

Обшивка. Изготвя се от дуралуминиева ламарина, като предварително се огъва по формата на тялото. Захваща се за елементите на тялото посредством нитове. В зависимост от дебелината си възприема частично огъвани и усукващи моменти.

Възли. Служат за захващане на крилата, опашните плоскости и другите агрегати към тялото на самолета. По конструкция биват най-различни. Най-употребяваните са обаче от типа ухо, вилка и болт.

6. САМОЛЕТНИ КАБИНИ

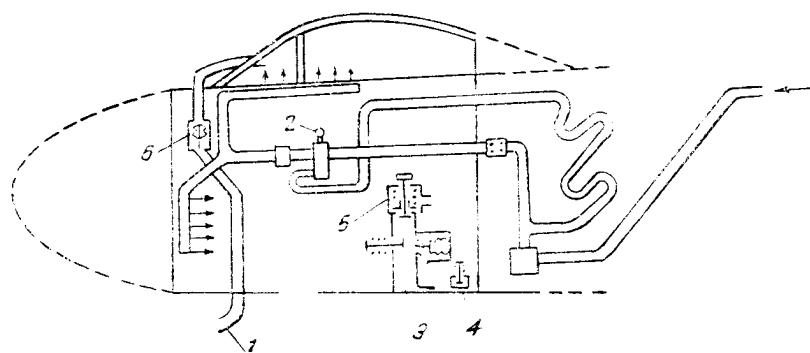
Обикновено изтребителните самолети са снабдени с едноместна пилотска кабина, назначението на която е да побере летеца и му предложи всички удобства за управление на самолета, двигателя, въоръжението и останалите агрегати. На някои самолети е монтирана щурманска кабина и кабина на стрелеца. Пътническите реактивни самолети са снабдени с удобни кабини за пътниците, заемащи изцяло вътрешността на тялото.

Съвременните реактивни самолети имат херметично затворени кабини, позволяващи да се увеличи скоростта и височината на летенето. Херметичността се заключава в поставянето на гумени шлангове и подложки между капака на кабината и тялото на самолета, изолиращи вътрешната кухина от външното въздушно пространство. Нехерметичните открити кабини са източник за образуване на допълнително въздушно съпротивление, намаляват в значителна степен скоростта на полета и не запазват летците от въздушната струя, поради което не се използват при скоростните самолети.

Вентилационна кабина

Принципна схема на вентилационна кабина е показана на фиг. 62. Тя е получила най-широко приложение в съвременните реактивни самолети. Тоя тип кабина позволява непрекъснато да се подава въздух с повишено налягане от компресора на реактивния двигател или от специален компресор. Подаването на въздух при това става само по желание на пилота. До височина 2000–3000 м вътрешността на кабината е свързана с атмосферата чрез вентилационната система I и налягането в кабината е такова, каквото е атмосферното. При по-нататъшното повишаване на височината вентилационният клапан изолира кабината от атмосферата. В кабината се получава сравнително по-високо налягане, отколкото атмосферното. Разликата в налягането между въздуха в кабината и той в атмосферата достига $0,3$ – $0,4 \text{ кг}/\text{см}^2$ и не нараства повече, тъй като може при случайно отваряне на капака на кабината това да се отрази физиологически зле върху летеца. Освен това голямата разлика в наляганията води до утежняване конструкцията на самолета и по-специално на кабината. Например обемът на кабината на един съвременен реактивен изтребител е един кубически метър. При разлика в налягането $0,3 \text{ кг}/\text{см}^2$ силата, действуваща на повърхността на кабината, е около 20 000 кг. Ако площта на остькления капак на кабината е $\frac{1}{6}$ част от общата площ на кабината, то върху капака на кабината ще действува сила от 3000 кг. Увеличи ли се разликата в налягането до 0,5, тая сила ще нарасне на 5000 кг и ще разрушит капака, ако той не е изчислен на такова налягане. Така че конструкторите така изработват кабините на съвременните реактивни самолети, чиято разликата в налягането не трябва да превишава $0,3$ – $0,4 \text{ кг}/\text{см}^2$. Нарастването на разликата в налягането трябва постепенно да се увеличава, като започва от височина 2000 м и при височина 7000–8000 м

тя достига максималната си стойност, след което се запазва (0,3—0,4). С поддържането на разлика в налягането между кабината и атмосферата се запазват ония условия, които съответствуват на половината от височината на летенето. Например ако летенето се извършва на 15 000 м, в кабината съществуват условия, отговарящи на височина 7500 м.



Фиг. 62. Принципна схема на вентилационна кабина:
1 — вентилационна уредба; 2 — кран за подхранване на кабината с въздух; 3 — ре-
гулятор на налягането; 4 — предизвикателен клапан; 5 — клапан за обратна разлика
в налягането

Процентното съдържание на кислорода във въздуха, постъпващ в кабината, ще бъде такова, каквото е в атмосферата. Независимо от това, че в кабината се поддържа нормалното физиологично състояние на екипажа, кислородът не е достатъчен и затова от 8000—9000 м възниква необходимостта от допълнително подаване на кислород от специален кислороден прибор.

На определена височина от полета летецът отваря кран 2 за постъпване на въздух от компресора на двигателя. Излишният въздух, постъпващ от компресора в кабината, се изпраща в атмосферата посредством регулятор на налягането 3 чрез предизвикателния клапан 4. В случай че се образува вакуум в кабината, за избягване на съници се пропутица въздух от атмосферата в кабината с помощта на обратния клапан 5, който едновременно служи и за ръчна регулировка на налягането в кабината.

Кислородно-вентилационната кабина не се различава много от вентилационната. Въздух тук се подава също от компресора на двигателя, само че в по-малко количество. Кислород за поддържане на необходимото парциално налягане се подвежда в кабината от кислородни бутилки, поставени в тялото на самолета. Тоя тип кабини са разчетени на малки разлики в наляганията и намират приложение в пътническите самолети за обица кабина.

Регенерационна кабина. В регенерационната кабина въздушът за дишане не се изхвърля навън, а се прекарва през регенератори, където водните пари и въглеродният двуокис се погълват, пречиства

се въздухът и се връща отново в кабината. Едновременно в кабината непрекъснато се подвежда кислород от кислородната уредба на самолета за обогатяване на пречистения въздух с такъв. Налягането на въздуха в кабината се регулира с помощта на специален клапан.

Голямото процентно съдържание на кислород в регенерационната кабина позволява да се създаде нужното парциално налягане при много по-ниско общо налягане в кабината на самолета, което от една страна е добре, но от друга увеличава опасността от пожар.

Преимуществото на тия кабини е, че те не зависят от външните атмосферни условия, поради което могат да се използват на големи височини.

Външната форма на кабината е капкообразна. За добър обзор кабините са остъклени, като предното стъкло е дебело от 5—7 см (плексиглас) и служи да защити пилота от въздушния напор и от оръдейни попадения. То е неподвижно. Подвижната част на кабината (капакът) служи да закрие пилота и заедно със задната част да образува едно цяло. Отварянето и затварянето на капака става по желание на пилота и се извършва с помощта на специални ръчки. При отваряне на кабината капакът се измества назад по специални релси и дава възможност на екипажа да влезе или излиза от кабината. Чрез специална ръчка капакът на кабината може да се изхвърли от самолета при нужда в летене. Това се нарича аварийно изхвърляне на капака.

В кабината на пилота се разполагат: лостовете за ръчното и крачното управление на самолета, седалка, а на специални табла в кабината са поставени всички уреди, нужни за управление на самолета (пилотажно-навигационните прибори), уредите, нужни за контролиране работата и управлението на двигателя и приборите, контролирани работата на различните агрегати по самолета.

Приборите, поставени на самолета, дават възможност на летец да управлява самолета непрекъснато, да контролира работата на двигателя, режима на летенето (скорост, височина и т. н.) и да довежда самолета в набелязания пункт. За улесняване работата на екипажа всички ръчки, прибори и др. са концентрирани и са различно оцветени. Кабините са звукоизолирани, топлоизолирани, отоплями и проветряими.

Катапултиращо седалище

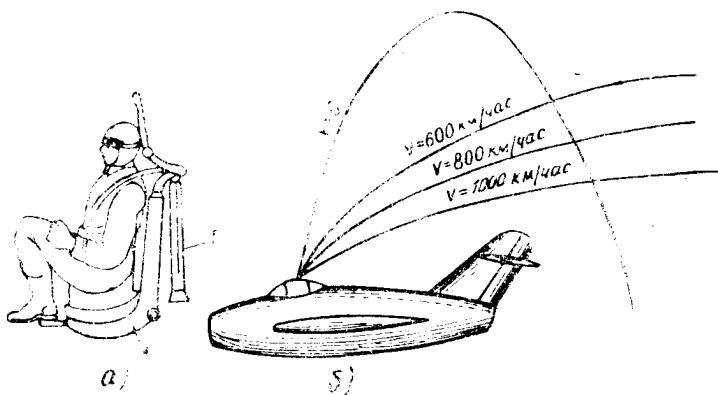
Всеки съвременен реактивен самолет има специална установка за принудително изхвърляне на екипажа от самолета при аварийни случаи във въздуха. Тази установка се нарича катапултна установка или катапултно седалище.

Необходимостта от снабдяването на скоростните самолети с катапулт произлиза от следните причини.

Първо, ако при малки скорости с нескоростни самолети летецът може свободно да излезе от кабината на същия и да я напусне, то при големи скорости на летене летецът няма тая възможност. Установено е, че при скорост на летене 600 км/час на гърдите и на главата на летеца действуват аеродинамични сили около 480 кг. Само на гла-

вата въздушната струя упражнява натиск от 60 кг. С увеличаването на скоростта съпротивлението расте пропорционално на квадрата на скоростта и летецът няма сили, с които да напусне самолета.

Второ, с увеличаване скоростта на летене се увеличава опасността от удряне на летеца в опашните плоскости или в други части на самолета, което е неминуемо.



Фиг. 63. Катапултирано седалище

Трето, връхлитаният с голяма скорост въздушен поток оказва пагубно влияние върху незащитените лице, очи и бели дробове на летеца.

Поради тези причини напушкането на самолета по обикновения начин може да стане само при скорости 500–600 км/час. При по-големи скорости на летене са необходими катапултните установки.

Катапултната установка може да действува със състен въздух или чрез барутен взрив (пиропатрон). Поради нездадоволителното действие на въздушната катапултна установка се използват само барутните, които са безотказни в работа.

В зависимост от типа самолет катапултирането (принудителното изхвърляне на летеца по собствено желание) може да се извърши нагоре, като се отвори (изхвърли) капакът на кабината, или надолу, през специален отвор на самолета. За летеца е най-безопасно катапултирането надолу, но поради трудност в направата на специален отвор катапултирането в повечето случаи става нагоре.

На фиг. 63 е показано принципното устройство на катапултиращо седалище и траекторията на седалището с летеца след катапултирането относно самолета. Траекторията относно земята ще има друг вид.

Летецът по желание при аварийен случай се изхвърля заедно със седалка I, като действува специална ръкохватка. Ръкохватката посредством кабел-жило действува пиропатрон, намиращ се в цилиндър 2. При взривяването на пиропатрона изгорелите газове действуват върху бутало, прътът на което е неподвижно съединен със седалката, и последната, излизайки се по специални релси, полита нагоре и описва за-

едно с летеца в зависимост от скоростта на полета траектория, показвана на фигурата. На дадена височина седалката се отделя от летеца, тъй като е по-тежка, а летецът се приземлява с помощта на парашут.

Кислородна уредба. С отиване на височина се намаляват атмосферното налягане и кислородът. Това води до недостиг на кислород за дишане. От 4500 метра височина за екипажа е необходим допълнителен кислород. За избягване на „кислородния глад“ на екипажа в самолета се монтира специална кислородна уредба, състояща се обикновено от бутилки с втечен кислород, тръбопроводи и допълнителни приспособления. Кислородът може да се подава чрез маска, скафандр или направо в херметичната кабина, което е най-удобно за екипажа.

Скафандърът прилича на водолазен костюм и служи да изолира летеца от околната среда. Изготвен е от специална въздухонепроницаема материя. Специална уредба поддържа във вътрешността му на височина необходимото налягане на въздуха и подава нужното количество кислород за живота на летеца. Поради сложното му устройство днес той не се използва. При летене на височина над 12000 метра поради малкото атмосферно налягане настъпва така наречената „височинна болест“ в екипажа, която се избягва само чрез създаване на необходимото налягане около летеца. Това се постига чрез използването на херметични кабини, намерили широко приложение в съвременните реактивни самолети.

7. УРЕДИ ЗА ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ

Уредите за излитане и кацане служат за стоеще и придвижване на самолета по земята при излитане и кацане. Освен това поемат ударите и тласъците, които самолетът получава при кацане и ролиране.

Уредът за излитане и кацане обикновено се състои от две колела, разположени симетрично спрямо наддължната ос на самолета — основен колесник, и трето колело — носово или опашно, разположено по наддължната ос. В зависимост от разположението на колелата различаваме уред за излитане и кацане с опашно колело (фиг. 64, а) и с носово колело (фиг. 64, б). Най-разпространената схема на уреди за излитане и кацане на реактивните самолети е трибедрената — основен колесник и носово колело. Основният колесник се състои от две основни колела и се разполага зад центъра на тежестта на самолета (ЦТ), а носовото колело — пред ЦТ на самолета. Самолети с такива уреди нямат опашна поднора и за защита на опашната част на тялото от повреди при неудачни кацания и други причини се поставя на опашната част стоманена пета. Преимуществата, които дава тая схема, са:

леко и безопасно кацане при голяма скорост, обясняващо се със стремежа на самолета след допиране в земята с основния си колесник да отпусне носовата част на тялото. При това се избягва и подскочването, което самолетът в противен случай би направил;

облекчено кацане на самолета, тъй като има възможност напълно да се използват спирачките в основния колесник, без опасност

за обръщане на самолета на гръб. Също така се намалява дължината на изтъркалането с около 20---30%;

добър обзор при кацане;

добра устойчивост и маневреност на самолета при движение по земята;

намалена опасност от пожар при движение на самолета по земята, тъй като излизашите газове са насочени успоредно на полулоста;

улеенено засилване при излитането на самолета, тъй като наддължната му ос е почти хоризонтална, и др.

Тая схема има и редица недостатъци, като:

трудност при прибирането на носовото колело;

непригодност за аеродруми с неравен терен;

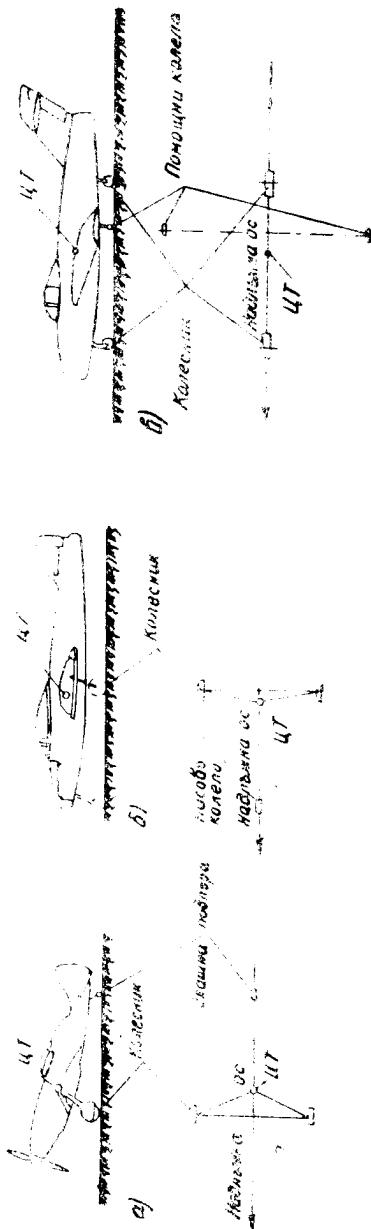
опасност от катапултиране (обръщане на самолета по гръб) в случай че се счупи носовото колело;

вибрации в предното колело, и други.

На някои скоростни самолети с тънки крила са поставени велосипедни уреди за излитане и кацане (фиг. 64, в). Тук двете колела от основния колесник са поставени едно след друго по наддължната ос на самолета, прибиращи се в тялото му. В двата края на крилото са поставени две неголеми помощни колела.

При летене уредът за излитане и кацане създава голямо вредно съпротивление, ако не се прибира в тялото на самолета. Затова при съвременните скоростни самолети основният колесник и носовото колело се прибират в тялото или крилото на самолета и се затварят със специални капаци.

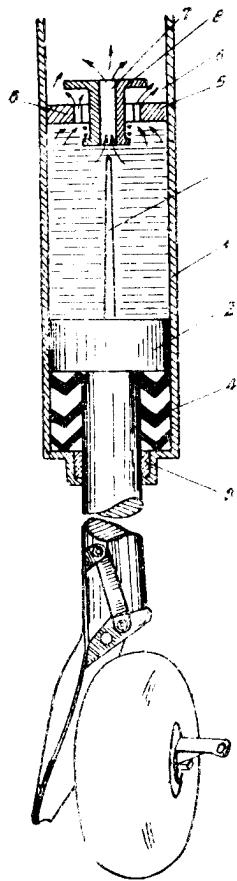
Едни от най-важните части на колесника са амортизационните стойки, предназначението на които е да смекчат удара при кацане и



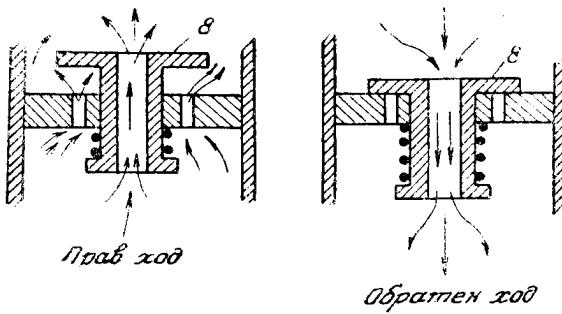
Фиг. 64. Видове колесници:

a — колесник с опашно колело; *b* — колесник с носово колело; *c* — телоспособен колесник

движение на самолета по аеродрума. На съвременните самолети най-много разпространен тип амортизатори са течно-въздушните. На фиг. 65 е показана принципната схема на течно-въздушна амортизационна стойка. Тя се състои от цилиндър 1, в който се движи прът, горният край на който завършва с бутало 2, а долният — с ос за колелото. Вътрешната кухина на цилиндъра е разделена на две камери I и II посредством преграда 5. Камера I е запълнена със сгъстен (25—80 atm) въздух. В камера II се поставя течност (спирт, глицерин и вода). По окръжността на преградата 5 са поставени малки отвори 6, а в центъра един голям 7. Обратният клапан 8 (фиг. 66) се помещава в големия отвор 7, като в горната си част завърши с венец, който има възможност да затваря малките отвори. При кацане на самолета прътът заедно с буталото се придвижват нагоре и изтласкват течността през малките отвори и отвора на обратния клапан, като при това свиват въздуха в камера I, докато налягането на въздуха стане толкова голямо, че да е в състояние да уравновеси силата, действуваща върху стойката. Освен това течността, преминавайки през отворите, се трие в стените им, убива част от кинетичната енергия, като я превръща в



Фиг. 65. Принципно устройство на амортизационна стойка

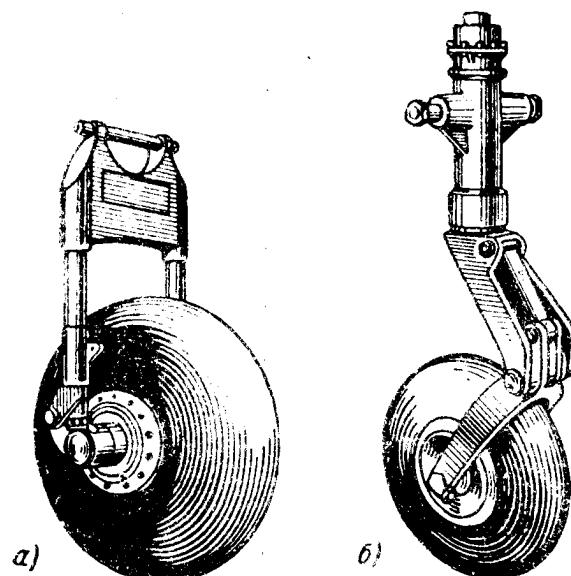


Фиг. 66. Работа на обратния клапан

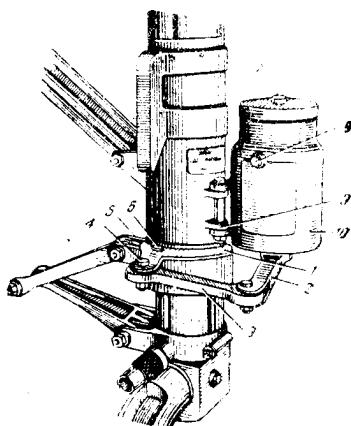
топлина. След преминаване на удара сгъстеният въздух изтласква обратно течността, при което се затварят малките отвори 6 от венеца на обратния клапан, и последната преминава единствено само през централния отвор 7, при което по-голяма част от кинетичната енергия се превръща в топлина. Конусната игла 10, поставена върху челото на буталото, служи да притваря все повече и повече централния отвор при движение на буталото нагоре, с което се увеличава триенето на течността, и да увеличава при движението на буталото надолу цен-

тралния отвор. При това действие на иглата буталото в началото на хода си ще се движи с по-малки усилия, отколкото в края на хода си. С това се осигурява плавно движение на самолета при ролиране и избягване на претоварването при кацане. Колела (фиг. 67). В долния край на пръта на стойките на ос се поставят колела, непосредствено на които самолетът се изтъркала по земята. Всяко колело се състои от алюминиева или магнезиева джанта, върху която се монтират гумите — вътрешна и външна. Колелата се въртят обикновено на конически ролкови лагери и са снабдени с въздушни или хидравлически спирачки. Спирачките се задействват по желание на пилота от пилотската кабина. Освен нормални спирачки някои съвременни самолети имат и резервни (аварийни) спирачки.

Явление „шими“. При движение на самолета по аеродрума с голяма скорост могат да възникнат самоколебания в носовото колело. Самоколебания могат да възникнат и при действие на други странични сили. При това движението на носовото колело от праволинейно става зигзагообразно, като при това амплитудата все повече и повече се увеличава. Това може да доведе до разрушение на носовата стойка и друг нежелателен случай. За избягване на явлението „шими“ носовото колело се снабдява със специален агрегат (демфер) (фиг. 68), унищожаващ самовъзбудящите се колебания, принципът на действие на който се заключава в застормозяване движението на течност в цилиндър при преминаване през отвори,



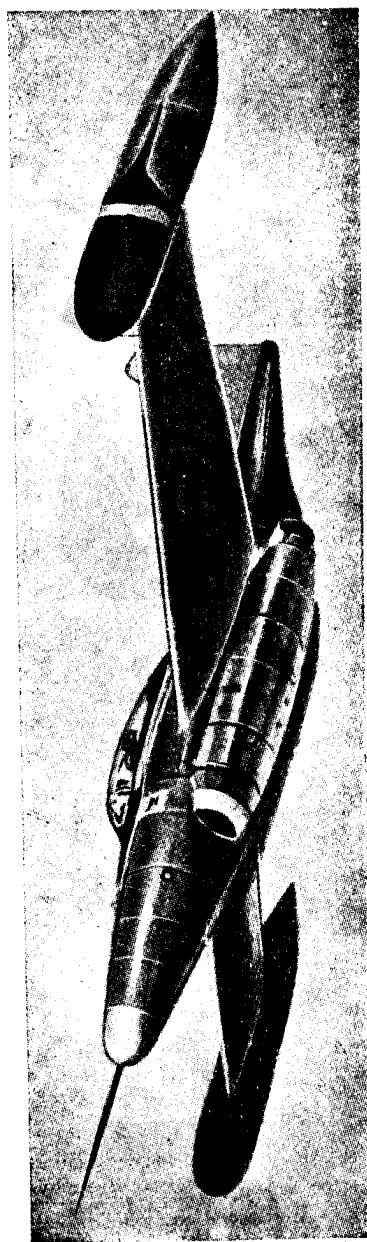
Фиг. 67. Самолетни колела
а — основно колело; б — носово колело.



Фиг. 68 Общ вид на демферен апарат:
1) пръстен с лост; 2) лост; 3) промеждуточно звено, 4 и 6) болтове; 5) прорест;
7) пускер за зареждане на демфера с течност; 8) индикатор; 9) кронштайн; 10) демфер

а оттук и до затормозяване движението вляво и вдясно на носовото колело.

Самоориентиращ механизъм. Отворът за побиране на носовото колело в съвременните самолети е направен точно за побиране на същото. При изкривяване на колелото стойката не би се прибрала в мястото си. За изправяне на стойката и поставянето ѝ в положение за лесно и удобно прибиране служи самоориентиращият механизъм. Принципът на действието му е най-различен, но обикновено бива чрез пружини или чрез пълзгачи, поставящи колелото в желаното положение.



Фиг. 69. Реактивен самолет с почестни резервоари в края на крилата

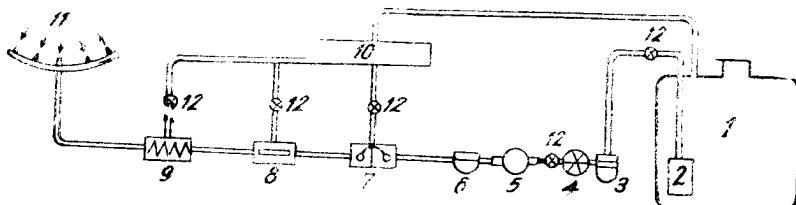
8. СИСТЕМИ КЪМ САМОЛЕТА

Горивна система

Основното предназначение на горивната система е да побере необходимото количество гориво и да го предаде равномерно под известно налягане към двигателя при всички режими на работа, височини на летене и положение на самолета. Горивната уредба се състои от горивни резервоари, тръбопроводи, помпи, най-различни клапани и кранове, дренажни и отливни тръби, управление, прибори, контролиращи системата, и др.

Горивните резервоари обикновено се поставят в тялото на самолета и се изработват от най-различен материал — алуминиеви сплави, фибрър, гума и др. Формата им е също най-различна и зависи от мястото на поставяне. В съвременните самолети се използват „меките“ резервоари, направени от няколко пласта гумиран плат, сиров, вулканизиран и бензиноустойчив каучук, обшити отвън с брезент, кожа и др. Преимуществото на меките резервоари се състои в здравината и устойчивостта им на вибрации.

Поради големия разход на гориво някои самолети са снабдени с допълнителни резервоари, които се окачват по крилата или тялото на самолета (фиг. 69). Наричат се още подвесни или окачвани резервоари и могат да се изхвърлят след изразходване на горивото през време на летене.

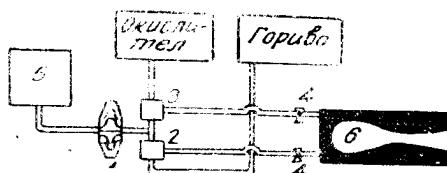


Фиг. 70. Схема на горивна уредба на самолет с турбо-реактивен двигател:
 1—горивен резервоар; 2—подкачваща помпа; 3—фильтър за ниско налягане; 4—клапан за управление (спирателен кран); 5—помпа за високо налягане; 6—фильтър за високо налягане; 7—регулатор на оборотите; 8—височинен регулятор; 9—предпазителен клапан;
 10—колектор за към ниското налягане; 11—форсунки; 12—обратни клапани

На фиг. 70 е показана горивна система на самолет с турбо-реактивен двигател. Системата се разделя на две части — за ниско и за високо налягане. Магистрала за ниско налягане се състои от подкачваща помпа 2, филтър за ниско налягане 3 и клапан за управление. Магистралата за високо налягане се състои от помпа за високо налягане 5, филтър 6, регулятор на оборотите 7, височинен регулятор 8, редукционен клапан 9, тръбопровод и форсунки 11. Горивото от резервоара 1 посредством подкачващата помпа 2 преминава през обратен клапан 12, филтъра за ниско налягане 3 и клапана за управление 4 и отива в помпата за високо налягане 5, която го нагнетява под налягане от 92 до 96 атм към филтъра за високо налягане 6 и останалите части към форсунките на двигателя 11 и го впръска в горивните камери.

На фиг. 71 е показана горивна система от самолет с течно-ракетен двигател. От двата резервоара горивото и окислителят се подават чрез помпите 2 и 3 пропорционално в горивните камери на двигателя. Турбината 1 привежда в движение двете помпи. Парогазгенераторът 5 подхранва със смес от пари и газ турбината 1.

Към уредите, контролиращи работата на системата, се отнасят керосиномерът (бензиномерът), измерващ количеството гориво, манометрите, измерващи налягането на горивото, и др.



Фиг. 71. Схема на горивна уредба на самолет с течно-ракетен двигател:
 1—турбина; 2—горивна помпа; 3—помпа за окислителя; 4—спирателни кранове; 5—парогазгенератор;
 6—течно-ракетен двигател

Хидравлична система

Чрез хидравличната система на самолета се спускат и прибират колесникът, клапите за кацане и въздушните спирачки. Тя се състои от резервоар, в който се поставя хидросмес, обикновено спирто-глицеринова. От резервоара хидросмesta постъпва в хидропомпа, откъдето се изпраща към цилиндите за спускане или прибиране на колесника, клапите и въздушните спирачки чрез съответни кранове, разположени в кабината на летеца. Хидравличната уредба се използва също така и за бустерното управление на самолета.

Въздушна система

При отказ на хидравличната система във въздуха колесникът и клапите за кацане не могат да се спуснат, поради което пилотът трябва да каца без колесник — „по корем“, вследствие на което неминуемо се повреждат долните части на самолета. За избягване на това в самолета е монтирана въздушна система, състояща се от няколко бутилки със стен въздух, кранове и тръбопроводи, чрез които може да се спуснат по авариен начин (но не и да се приберат) колесникът и клапите за кацане. Въздушната система се използва също така и за презарядка на въоръжението на самолета и за спиране на самолета след кацане.

9. ОБОРУДВАНЕ И ВЪОРЪЖЕНИЕ НА САМОЛЕТИТЕ

Съвременните реактивни самолети са оборудвани с най-различни уреди и агрегати, даващи възможност на пилота през всяко време на денононицето и при сложните метеорологически условия да контролира и управлява самолета и двигателя. По предназначение оборудването се подразделя на пилотажно-навигационно оборудване, което дава възможност да се установи положението на самолета в пространството и неговото местонахождение по траектория. Тук са уредите: скоростомер (определящ скоростта на полета), висотомер (определящ височината на полета), вариометър (определящ вертикалната скорост на самолета), авиохоризонт (хоризонтирането на самолета), указател на наклона и завоите и магнитен компас.

За самолетоводене се използват радиокомпас, радиопелингатор; радиомаяк, радиолокатори и др.

Някои самолети са снабдени с автопилот — регулатор, поддържащ автоматически, без намесата на пилота, зададения курс на самолета. Намират приложение също така автоциурманите — прибори, които автоматически показват местонахождението на самолета във всеки момент от полета.

Радиооборудването на самолета се състои от предавателна и приемателна радиостанция, които служат за навигация и за свръзка със земята и между отделните самолети.

Към приборите, контролиращи работата на двигателя, се отнасят манометрите за отчитане налягането на маслото и горивото, термоме-

тър за маслото, керосиномери (за измерване количеството на горивото), оборотомер за измерване оборотите на двигателя, термометри за измерване температурата на газовете при изходящото сопло и др.

Към приборите, които контролират работата на отделните агрегати, спадат приборите, контролиращи атмосферните условия в кабината и кислородното обогардуване, приборите, които контролират колесника, клапите и други агрегати, изпитателните прибори и аерофотооборудването.

Някои самолети (безпилотни) са снабдени с необходимата телемеханика за автоматично управление чрез радио. При тях всичко – пущане и спиране на двигателя, излитане, извършване на различни фигури, кацане, спиране и прибиране на колесника, се извършва автоматично.

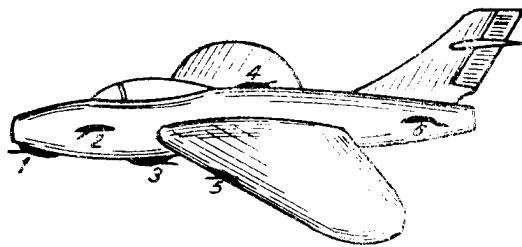
Електрическата система снабдява с електрическа енергия всички консуматори по самолета: осветлението, приборите, радиоуребдата, електрическите механизми, радиолокаторите и др. Към нея спадат и източниците за електрическа енергия, т. е. електрогенераторите и акумуляторите, потребителите на електрическа енергия, електрическата мрежа, която достига дължина при някои големи самолети повече от 50 км, и електрическо табло.

Командното табло има за задача да разпредели и отпари по електрическата мрежа електроенергията до съответните консуматори.

Въоръжението на самолета служи за нападение с цел да унищожи противника и да се запиши от него. Бива стрелково-артилерийско и бомбардировачно въоръжение. Към стрелково-артилерийското въоръжение се отнасят различните картечници, обикновено от 12 до 15 мм, и оръдия от 29 до 30 мм. Картечното въоръжение все повече и повече отстъпва мястото на оръдейното. Съвременото въоръжение на самолетите е с голяма скорострелност и секунден залп (количеството метал, което оръдието или картечницата ще изхвърли за една секунда). Управлението на въоръжението обикновено е дистанционно.

Бомбардировачното въоръжение на самолета се състои от специални устройства за подвесване (окачване) на бомбите (бомбодържатели, касети и др.), бомби от най-различен калибър, електрически и механически бомбопускачи и прицелни устройства.

Някои самолети имат на въоръжение и реактивни снаряди. За отбелязване е, че тенденцията за в бъдеще е да се използват единствено реактивните снаряди. Причината за реактивните снаряди да навлязат бързо в реактивната авиация е използването на авиацията за



Фиг. 72. Места за възможни разположения

по самолета на стрелково-артилерийско

въоръжение:

1 - носова установка; 2 - странична; 3 - долнна; 4 - горна;

5 - крилна установка; 6 - ондания установка

носене на атомни бомби. Ако летецът обстреля самолет, носач на атомни бомби, с обикновено оръжие, което има най-сигурна далекобойност на около 500 м, то неминуемо и той ще загине заедно с вражеския самолет от избухването на атомната бомба. Реактивното въоръжение позволява да се обстрелят неприятелски самолет, носач на атомни бомби, от безопасно разстояние.

На фиг. 72 са показани възможните места за поставяне на стрелковите установки на самолета.

ГЛАВА ЧЕТВЪРТА
РЕАКТИВНИ ДВИГАТЕЛИ

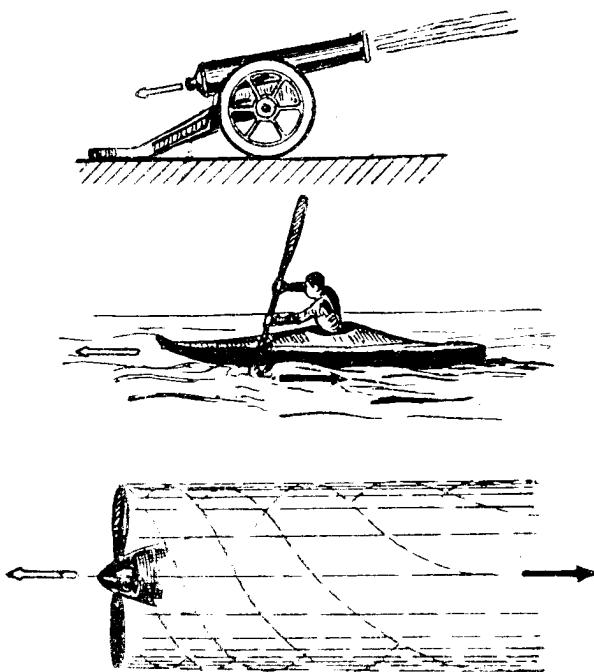
Понятие за реактивна сила и реактивен двигател

Всекидневието ни убеждава, че при действие на едно тяло върху друго с никаква сила второто тяло противодействува на първото със същата по величина сила. Тази сила се нарича реактивна сила и се означава с R .

Приведените по-долу няколко примера решително потвърждават това.

При изстрел с оръдие (фиг. 73) силата на барутните газове, които натискат върху снаряда, е огромна. Но тази съща сила натиска и върху оръдието, следователно оръдието трябва да полети като снаряда, но в обратна посока. Всъщност става така: при всеки изстрел снаряда полита в една посока, тъй като масата му е малка, а оръдието (цевта) се отхвърля видимо слабо, но назад поради голямото си тегло.

Силата, която тласка оръдието назад, е познатата ни сила на реакцията. Тя възниква от това, че движението може да се появи само тогава, когато има отблъскване. Реактивната сила може да се появи не само при взривяване на барута. Ней можем да забележим и при



Фиг. 73. Непряка реакция

обикновената лодка. Нека да разгледаме и си обясним движението на гребната лодка в басейн с вода. Лодката се придвижва, когато гребецът потопява лопатите в басейна с водата и със силен тласък се отбълска от нея. С лопатите гребецът загребва известно количество вода, която при тласъка бива отхвърлена с такава сила назад, с каквато лодката полита напред. Значи гребецът използва своята сила, своята енергия, за да въздействува чрез веслата върху водната маса. Следователно чом той въздействува с веслата върху водната маса, то и тя от своя страна ще предизвика върху него, а чрез него върху лодката равно по големина, но противоположно по посока противодействие. Това противодействие, което водната маса оказва, е причина за движението на лодката напред. Следва, че силата на тласъка предизвиква силата на реакцията. Появяването на силата на реакцията от своя страна има за резултат създаването на сила, без която движението е невъзможно. Тази сила се нарича теглителна сила.

Оттук става ясно, че за да се движи лодката напред, е необходима теглителна сила. Знаем обаче, че за да се появи една или друга каквато и да е сила, трябва да се изразходва известно количество работа. В случая работата се извършва от гребеца, който играе роля на двигател. Както знаем, основното значение на всеки двигател е да създава полезна работа. Но за появяването на тази сила, следователно за движението, не е достатъчен само двигател. Лодката няма да се движи въпреки наличието на двигателя — гребеца, ако липсва и вторият необходим за движението елемент — веслата. Както видяхме, чрез тях се появява силата на реакцията на водната маса — те са посредник, чрез който мощната на двигателя предизвиква движението. Поради това можем да го наречем движител.

И тъй характерното тук е, че за да имаме движение, необходимо е едновременното наличие и на двета елемента — двигател и движител.

Освен това силата на реакцията е приложена към движителя, а не направо към двигателя. Понеже мощнотта на двигателя не създава направо теглителна сила, а посредством движителя — веслата, то казваме, че движението на лодката в този случай произлиза съгласно принципа на непряката реакция.

Лесно е да се разбере, че в този смисъл няма принципна разлика между движението на лодката и движението на големите кораби. В корабите вместо гребци като двигател са монтирани мощнни дизелови двигатели, а в ролята на движителя — веслата, са грамадните винтове, установени в задната част на кораба. Дизелите привеждат в движение винтовете, а винтовете при това загребват големи количества вода, която отхвърлят с огромна скорост назад. Силата на реакцията на отхвърлената вода тук е приложена към винтовете. И тук характерното условие за движение — едновременното наличие на двигател и движител — е спазено. Следователно движението на кораба също така е основано на принципа на непряката реакция.

На въпроса, защо се движи автомобилът, много от нас ще отговорят, че автомобилът се движи непосредствено от двигателя. Такъв

отговор не е точен. Двигателят не движи автомобила, а само върти колелата му. И ето какво се получава всъщност: горивото изгаря в цилиндъра на двигателя и движи буталото, мотовилката на буталото върти коляновата ос, а тя чрез предаване върти водещите колела на автомобила. Колелата се отблъскват от земята и движат автомобила напред. Ето какъв дълъг път изминава предаването на движенията, преди автомобилът да е мръднал от мястото си. Излиза, че двигателят не движи автомобила, а върти само колелата му.

Но каква е все пак тази сила, която движи автомобила? Тя възниква от това, че колелата на автомобила се отблъскват от земята. Значи и тук ние намерихме реактивната сила, която се явява като непряка реакция.

По подобие на парахода самолетът се движи напред във въздуха, като вместо вода въздушното витло на самолета загребва въздух и го отхвърля назад (фиг. 73). За една секунда витлото на днешния самолет отхвърля с огромна скорост 150 м³ въздух. Като се отблъска от въздуха, витлото повлича след себе си и целия самолет. Витлото, както винтът на парахода и колелата на автомобила, е движител.

Може със сигурност да се каже, че реактивната сила се явява почти на всяка крачка. Там, където има действие, има и противодействие. Това обяснява възникването на реактивната сила. Реактивната сила е сила на противодействието.

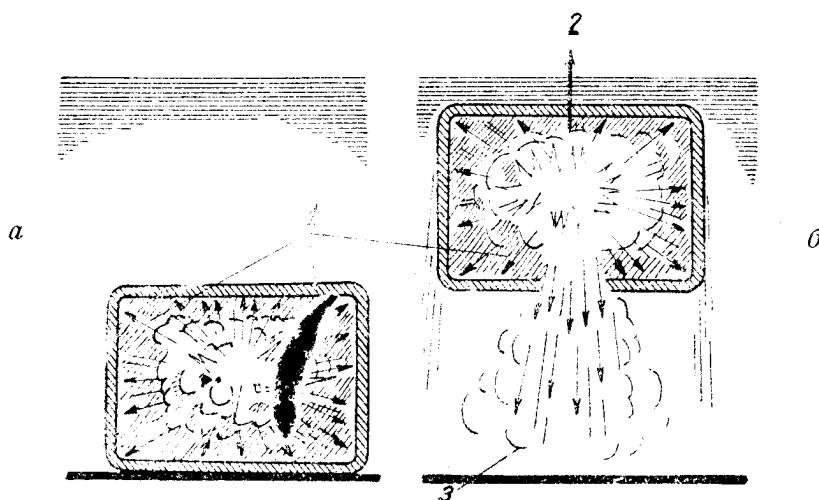
Понякога е мъчно да я открием изведнъж. Така беше с лодката, автомобила и самолета. При тях задължително има посредници: веслата, колелата и витлата. До неотдавна движението на водоплавателните и въздухоплавателните съдове произлизаше по описания вече начин въз основа на принципа на непряката реакция.

Научно-техническата мисъл на човечеството начало с руските учени блестящо разреши една основна проблема, създавайки двигатели, които нямат нужда от специални движители, а сами непосредствено отхвърлят масата на веществото, създавайки по такъв начин реактивна теглиителна сила. Тези двигатели се основават на принципа на прямата реакция, реакция без посредството на движителя, и затова се наричат двигатели с пряка реакция, или за по-кратко реактивни двигатели.

За обясняване основния принцип на прямата реакция ще си по служим със следния пример: да вземем един металически съд, пълен с някаква горивна смес (фиг. 74, a). Ако възпламеним смesta посредством електрическа искра, ще се получи експлозия, при която продуктите от горенето — газовете, ще упражнят голямо налягане върху всички точки от вътрешната повърхност на съда. Последният обаче ще остане неподвижен на мястото си, понеже упражняваното от газовете налягане съгласно закона на Паскал действува еднакво върху всички точки, т. е. натискът върху всяка точка от съда се уравновесява от тази на срещуподлежащата точка.

Ако повторим опита със същия металически съд, като предварително пробием един отвор, например в долната му част, при експлозията на смesta ще се получи ново натиск върху всички точки от вътрешната повърхност на съда освен при отвора, където изгорелите

газове няма върху какво да натиснат и имат възможност да изтичат навън. Както и в първия случай, силите на налягашите газове ще се взаимно и срещуположно унищожават. Няма да се уравновесят силите, упражняващи натиск върху срещуположната на отвора повърх-



Фиг. 74. Прека реакция:
1 - налягане на газа; 2 - реактивна сила; 3 - отбълсъкванца към газа

ност, поради това че налягането към отвора ще бъде нула, защото липсва повърхност. Вследствие на това металлическият съд ще получи тласък от долу на горе (фиг. 74, б).

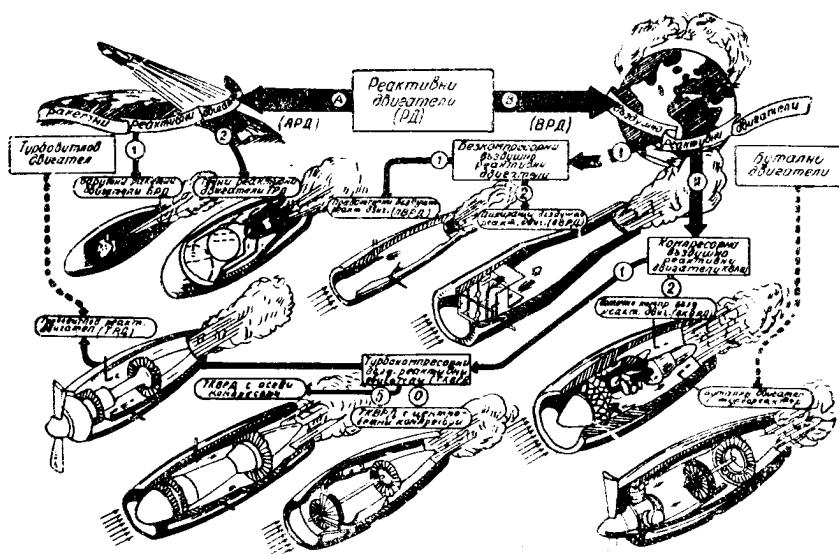
От горното става ясно, че неуравновесеното вътрешно налягане в съда се изразява като реакция на изтичанцата навън от него газова маса и се проявява като натиск в посока, обратна на изтичането на същата.

Ако изгарянето на намиранцото се в съда гориво става постепенно с разчет да продължава известно време, то металлическият съд ще се движи, докато се свърши горивото и се прекрати действието на инерцията.

По такъв начин този металлически съд заедно с всички необходими към него приспособления, които предизвикват и поддържат изгарянето на горивото, ще представлява един съвсем прост двигател, работата на който се основава на ефекта на преката реакция и затова ще го наречем реактивен двигател. И така под реактивен двигател ще разбираме този топлинен двигател, при който топлинната енергия на горивото непосредствено се превръща в кинетична енергия на изтичаницата струя на газа, а възникващата при това реакция се използува като движеща сила, т. е. като теглителна сила.

1. КЛАСИФИКАЦИЯ И ПРИНЦИП НА ДЕЙСТВИЕ НА РЕАКТИВНИТЕ ДВИГАТЕЛИ

Засега в авиацията са намерили практическо приложение и са по-известни два принципно различни типа реактивни двигатели (фиг. 75):
двигатели, които за създаване на теглителна сила не използват кислород от атмосферния въздух, т. е. работещи независимо от околната въздушна среда, са така наречените ракетни реактивни двигатели (РРД);



Фиг. 75. Класификация на авиационните реактивни двигатели

двигатели, които за изгаряне на горивото използват кислорода от атмосферния въздух и са зависими от заобикалящата ги въздушна среда, са въздушно-реактивните двигатели (ВРД).

Основната особеност на РРД двигатели се състои в тяхната независимост на работа от околната среда, от външните атмосферни влияния и скоростта на полета. Те могат да работят при земята, във въздуха и в безвъздушното пространство. С увеличаване височината на летене развиваната от тях теглителна сила не само че не намалява, а напротив, расте и достига своя максимум в безвъздушното пространство, където съпротивлението от триенето на въздуха е най-малко.

РРД от своя страна се разделят на двигатели, работещи с твърди горива — барутни ракетни двигатели (БРД) (ракетни снаряди, барутни ускорители и др.), работещи с твърдо гориво — барут, който съдържа кислород, необходим за горенето, и течно-ракетни двигатели (ТРД), работещи с течни горива (бензин, петрол, спирт и т. н.) и с течен окислител (течен кислород, азотна киселина, водороден прекис или други вещества, богати на кислород).

Въздушно-реактивните двигатели. При тях за изгаряне на горивото не се използува специален окислител, както това е при РРД, а се използува кислородът от атмосферния въздух. Всичко това дава възможност за прелитане на големи разстояния и за летене със значителна продължителност на полета. Освен това те имат и по-голям коефициент на полезно действие, което ще рече, че са и по-икономични.

ВРД са основният тип двигатели, които понастоящем намират широко приложение в авиацията.

Недостатъкът на тези двигатели се състои в проката им зависимост от околната среда. Не могат да летят в безвъздушното пространство. Тяхната горна граница на летене, таванът им, възлиза на 15 000—20 000 метра.

ВРД се разделят на две основни групи: безкомпресорни въздушно-реактивни двигатели и компресорни въздушно-реактивни двигатели.

Безкомпресорните въздушно-реактивни двигатели са тези, при които създаването на необходимото вътрешно налягане за изгаряне на смesta става без помощта на специален компресор. От своя страна те се разделят на: правопоточни въздушно-реактивни двигатели (ПВД), при които налягането се повишава само за сметка на скоростния напор от насрещния въздушен поток, а горивото се подвежда при постоянно налягане, и пулсиращи въздушно-реактивни двигатели (ПуРД), при които налягането се повишава за сметка на изгарянето на горивото (горивото се подвежда при постоянен обем), подаването на въздуха и на горивото се извършва на импулси — през определени интервали от време.

ПРД при днешните скорости на летене не получиха приложение. Към използваниите досега ПуВД се отнася двигателят на известния самолет-снаряд V-1.

Особена група реактивни двигатели са така наречените компресорни реактивни двигатели. Тези двигатели се подхранват с въздух, съществен предварително от компресор, който се привежда в движение с помощта на обикновен авиационен бутален двигател или с помощта на газова турбина. Когато компресорът се върти от бутален двигател, имаме мотокомпресорни въздушно-реактивни двигатели (МКРД), а когато се върти от газова турбина — турбокомпресорни въздушно-реактивни двигатели (ТуРД).

ТуРД са твърде сложни в своята конструкция, теглото им е сравнително голямо, а приложението и възможностите им са твърде ограничени поради малкия КПД, който не превишава при съвременните летателни скорости 0,06—0,09. Ето защо МКРД засега не се използват в авиацията.

ТуРД получиха през последните години голямо разпространение в самолетостроенето. Те развиват големи мощности, по икономичност се приближават към най-добрите бутални двигатели, имат малки относителни тегла и размери, позволяващи удобно и добро помещаване в контурите на самолета. Появиха се много разновидности такъв тип двигатели, но те по принцип на работа всички си приличат един на друг. Те могат да бъдат с осеви или с центробежни компресори. Двигателят

с осев компресор в сравнение с двигателите с центробежен компресор има по-малка членна повърхност и по-голям КПД.

Освен това съществува и друга разновидност реактивни двигатели, при които турбокомпресорните двигатели са снабдени с въздушно витло и теглителната сила се създава от въздушното витло и частично за сметка на реакцията на изгорелите газове. Тези двигатели се наричат турбовитлови въздушно-реактивни двигатели (ТВД).

Ако излинната мощност на газовата турбина се предава не на въздушно витло, а на вентилатор (витло), затворен в пръстенообразен капот, то такъв двигател се нарича двуконтурен въздушно-реактивен двигател.

Двуконтурните ТВД при дозвукови скорости на летене превъзхождат ТурД по икономичност, но значително им отстъпват по относителна теглителна сила. Затова външните размери на двуконтурния ТВД, разчетени за дадена теглителна сила, ще бъдат по-големи, отколкото на ТурД. Турбовитловите ВРД при дозвукови скорости превъзхождат двуконтурните ТВД както по икономичност, така и по относителна теглителна сила.

Основни показатели, характеризиращи реактивните двигатели

Към основните показатели (параметри), които характеризират реактивния двигател, спадат:

Реактивната теглителна сила на двигателя. Тя се измерва с кг. Определя се по следната формула: $R = \frac{G_r}{g} W$ кг за ракетните реактивни двигатели и

$$R = \frac{G_r}{g} (W - V) \text{ кг} \text{ за въздушно-реактивните двигатели,}$$

където: G_r е секундният разход на гориво в кг/сек;

G_v – секундният разход на въздух в кг/сек;

W – скоростта на изтичаните газове в м/сек;

V – скоростта на полета.

Разход на въздуха G – това е теглото на въздуха (горивото) в кг, разходван от двигателя за единица време.

При РРД G_r кг/сек се равнява на горивото, изразходвано за секунда.

При ВРД $G_r = G_v - \alpha L_0 \cdot G_r$,

където α е коефициентът на излишъка въздух;

L_0 – теоретично необходимото количество въздух.

Относителната теглителна сила на двигателя ($R_{отн}$) е теглителната сила, която отговаря на 1 кг/сек разход на гориво за ракетния двигател и на 1 кг/сек разход на въздух за ВРД.

$$R_{отн} = \frac{R}{G_r} \left(\frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}} \right) \text{ за РРД.}$$

$$R_{\text{оти}} = \frac{R}{G_B} \left(\frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}} \right) \text{ за ВРД.}$$

Относителната теглителна сила на съвременните ВРД е равна на 45—60, а при РРД — 200 — 250 $\frac{\text{кг}}{\text{кг/сек}}$.

Относителен разход на горивото (C_R) се нарича разходът на гориво, отнасящ се на 1 кг теглителна сила в час или секунда.

$$C_R = \frac{G_f}{R} \left(\frac{\text{кг/час}}{\text{кг}} \right) \text{ за ВРД. За ВРД } C_R = 1,05 - 1,2 \frac{\text{кг}}{\text{кг/час}}.$$

За РРД $C_R = 14,4 - 18$.

Мощност на реактивната теглителна сила (N_R)

$$N_R = \frac{R \cdot V}{75} (\text{к. с.}), \text{ откъдето се вижда, че мощността на реактивната теглителна сила зависи освен от } R \text{ и от скоростта на летенето } (V).$$

2. БАРУТЕН РАКЕТЕН ДВИГАТЕЛ

Устройство и принцип на работа. Барутният ракетен двигател (БРД) е най-прост по вид от реактивните двигатели (фиг. 76). Той се състои от горивна камера, към задния край на която се съединява свръхзвуково сопло, с помощта на което се създава реактивната теглителна сила на двигателя. За гориво служи черен или бездимен барут. Неговото подаване в камерата на горенето е придружено с големи трудности, ето защо в БРД целият запас от гориво (барут) се намира в камерата на горенето и там постепенно гори. Поради това обстоятелство обемът на камерата на БРД определя количеството запас от барут. Поради тези причини количеството на барута в двигателя не може да бъде много голямо и БРД обикновено работи само няколко секунди, а понякога даже и част от секундата.

Съвременният барутен заряд се състои от една или няколко шашки пресован барут, който съдържа необходимия за горенето кислород, като шашките се увиват с изолатор и горят само от единия край, който е оставен непокрит (неизолиран). Скоростта на горенето на заряда в този случай остава постоянна и сравнително немного голяма. Такъв заряд се поставя в двигател с голяма продължителност на работа, като стартови ракети и др.

Барутният заряд има форма на кухи тръбички или друга сложна форма, гледан при напречно сечение. Това се прави с цел да се увеличи площта на горенето. Вследствие на общата повърхност на горенето (външна и вътрешна) налягането в камерата на горенето и теглителната сила на двигателя остават постоянни или могат да се променят така, както са разчетени предварително. Използването на така наречения профилен барут позволява отчасти да се управлява процесът на горенето.

Поради това производството на барута за БРД е много сложна работа. Съставните части на барута се смесват в строго определени съотношения, при определена влажност. По-нататък сместа се обработка с машини. Само с механичната обработка може да се достигне висока степен на еднородност в състава и точността.

Възпламеняване на барутния заряд в двигателите се осъществява обикновено с помощта на електрическа искра. За тази цел се монтира специално запалено устройство (пиропатрон), задействуващо се от бутон, при натискането на който се взривява взрывът в пиропатрона под действието на електрическа искра.

Често пъти запалното устройство се вкарва в камерата на горенето на двигателя през соплото. В много двигатели запалното устройство се намира в предната част на двигателя, така че образувалите се газове при горенето свободно да отиват по дължината на двигателя към соплото.

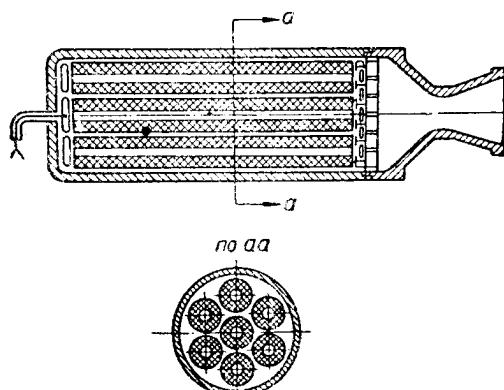
В резултат на горенето на барута в горивната камера на горенето се образуват барутни газове, имащи налягане до $300 \text{ кг}/\text{см}^2$. В състава на тези газове има въгленска киселина, водород, азот, водни пари и др.

Температурата на барутните газове в камерата на горенето достига $2000-2500^\circ$. Тя зависи главно от топлотворната способност (калоричността) на барута, т. е. от количеството на топлината, която се отделя при горенето на 1 кг барут. Това количество топлина за съвременните БРД се колебае от 800 до 1000 $\text{kкал}/\text{кг}$.

Налягането на барутните газове в камерата на горенето зависи от размера на проходното сечение на соплото, от точността на съотношенията между външното горене на барута и плоцата на неговото сечение. Ако липсва соплото, през което образувалите се барутни газове да изтичат в атмосферата, то налягането в камерата на горенето би достигнало десетки хиляди атмосфери.

При БРД налягането на барутните газове е сравнително малко, тъй като образувалите се газове изтичат през соплото. Обикновено това налягане се колебае от 50--200 атм. Когато се изработи конструкция на двигател с повишено налягане, тогава скоростта на изтичането и теглителната сила на двигателя растат, но затова пък горивната камера трябва да се изработва от по-дебели стени.

Скоростта на изтичане на газа при БРД е:
за черния барут $C = 1000-1100 \text{ м}/\text{сек}$;
за бездимния барут $C = 1600-2000 \text{ м}/\text{сек}$.



Фиг. 76. Принципна схема на барутен ракетен двигател

В големите съвременни БРД вътрешното сечение на соплoto представлява от себе си канал, който отначало се стеснява, а след това отново се разширява. Такъв канал се казва сопло на Лавал и позволява да се получи значително голяма скорост на изтичането.

В зависимост от количеството на барута, който може да се помести в горивната камера, а също така и от качеството му (скоростта, с която гори) се определя и продължителността на работата на БРД. Ако пялото количество барут изгори за малко време, БРД ще развие голяма теглителна сила и, обратно, ако горенето става за по-продължително време, теглителната сила ще бъде по-малка.

Общото действие на двигателя (общият импулс) представлява от себе си общата теглителна сила, която остава практически почти неизменна. За пример ако вземем един и същ двигател, може да се получи теглителна сила 30 кг в продължение на 50 сек или теглителна сила 500 кг в продължение на 3 секунди; общият импулс в този случай е равен на 1500 кг·сек. Теглителната сила на съвременните авиационни БРД достига до 2000 кг с общ импулс до 90 000 кг·сек, а относителният разход на барута от 18 до 20 кг/сек. Тежината на такъв двигател достига почти до 1 тон. Продължителността на изгарянето на барута на БРД обикновено е от няколко десетки от секундата и до-стига до няколко секунди.

Един от най-често срещаните и най-прост фойерверкът. Корпусот на тази ракета е изработен обикновено от картон. В предната част на ракетата се поставя светещ състав. За по-моцните БРД корпусот се прави от латун, лека силав или стомана.

Ракетата за разпръскване на градоносни облаци се прави както фойерверкът и се изхвърля с помощта на БРД на височина до 1 км, където се взривява от вещества, намирано се в главата на ракетата. Благодарение на тези ракети често се отстранява валенето на град, като градушката се заменя от сняг или дъжд, понеже се получава интензивно смесване на въздушните маси при взрива на ракетата.

Главното преимущество на БРД е съчетанието в тях на големи теглителни сили с неголеми външни размери, а също така просто устройство и експлоатация. На това се дължи широкото разпространение на БРД в артилерията (катюшите) и в авиацията, като ракетни снаряди и стартови ракети, имащи за цел да намалят разгона при излитането на самолетите. Недостатъци на БРД са:

малка продължителност на работа, изчислявана на няколко секунди, което се обяснява с това, че запасът от барут се ограничава от обема на горивната камера;

невъзможност да се управлява процесът горене; веднъж запален, барутът изгаря докрай; такива двигатели се наричат с еднакво действие;

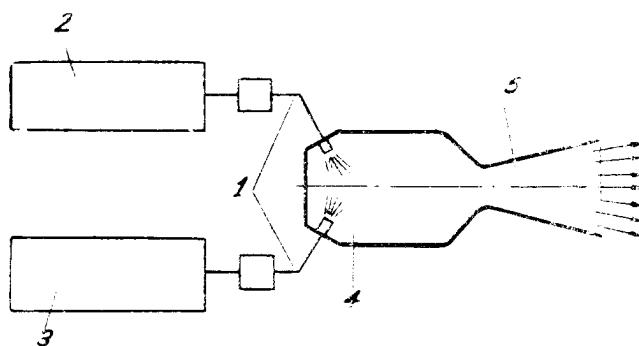
ниска топлотворност на барута, която определя сравнително неголяма скорост на изтичане на газовете.

Поради тези причини БРД не могат да бъдат използвани като основни самолетни двигатели, а се употребяват главно като допълнителни кратковременно действуващи ускорители при излитане на самолетите от малък аеродрум.

3. ТЕЧНО-РАКЕТНИ ДВИГАТЕЛИ

Течно-ракетни двигатели (ТРД) (фиг. 77) се наричат онези двигатели, които работят с течно топливо (течен окислител и гориво).

ТРД работят по същия принцип, както и барутните ракетни двигатели. Разлика има само в това че в горивната камера на ТРД изгаря



Фиг. 77. Принципна схема на течно-ракетен двигател:
1 - система за подаване на горивото и окислителя; 2 - резервоар с течно окислител; 3 - резервоар с течен кислород; 4 - горивна камера; 5 - създаване на движителна сила

смес от течно гориво и течен окислител, които непрекъснато се подават в горивната камера чрез специална уредба през форсунки. Благодарение на това времето на работа на ТРД не е толкова ограничено, както при барутния ракетен двигател, и се определя от общия запас от гориво и окислител, поставени в летателния апарат вън от двигателя.

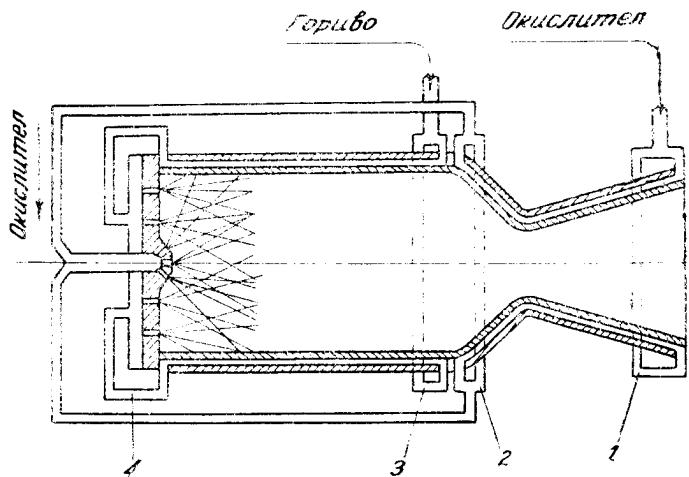
Основната и най-важна част на ТРД е горивната камера. В нея се извършват такива основни процеси, като изгаряне на горивото и преобразуване на отделилата се топлина в кинетична енергия на газовете, от които зависи теглителната сила и разходът на топливо на двигателя. Условията на работа на горивната камера са извънредно сложни, тъй като процесът горене се съпровожда с отделяне на голямо количество топлина на единица обем от камерата и висока температура, достигаща до 3000° , при налягане $25-50 \text{ кг} \cdot \text{см}^{-2}$. Количество топлина, падаща се на 1 см^2 от обема на горивната камера на ТРД за час, съставя от $1000-10\,000 \text{ кал}$, което е сто пъти повече, отколкото това е при буталните авиационни двигатели.

Поради това ТРД се нуждаят от интензивно охлажддане. За тази цел горивната камера е снабдена със специална риза (фиг. 78).

Охлажддането на стените на камерата се осъществява или от горивото, или от окислителя, или от двета компонента. След охлажддането на камерата топливото отива към форсунките.

При ТРД с голяма теглителна мощност само външното охлажддане не е достатъчно, за да се осигури в допустимите предели температурата на вътрешните стени.

Ето защо известна част от горивото, подавано се в горивната камера, се насочва върху вътрешните стени на камерата, облива ги във вид на ципа, която най-напред е течна, а след това става парна, тече по стените и ги предпазва от въздействието на горещите газове.



Фиг. 78. Принципна схема на външното охлаждане на горивната камера на течно-ракетен двигател:

1 – входен колектор на окислителя; 2 – изходен колектор на окислителя;
3 – входен колектор на горивото; 4 – изходен колектор на горивото

Горивната камера може да има цилиндрична или сферична форма. Цилиндричната камера осигурява по-пълно изгаряне на сместа, по-проста е в производствено отношение, отколкото сферичната и поради това намира по-голямо приложение в ТРД.

Форсунките са поместени в главата на горивната камера. За осигуряване на добро смесване и ситно разпъръзване на окислителя и горивото в горивната камера топливото се подава към форсунките с налягане от $5-10 \text{ кг}/\text{см}^2$, по-голямо от налягането в горивната камера; входните отвори на форсунките се правят с малко сечение. Освен това форсунките се разполагат така, че да се осигури пресичане на струите на излизащото от форсунките топливо.

От разхода на топливото (големината на теглителната сила) зависи и броят на форсунките, който може да бъде една и да стигне до няколко стотици. Форсунките често се обединяват в групи, които могат да се включват последователно. Това осигурява високо налягане на разпъръзването, а следователно и добро качество на разпъръзването и устойчивото горене в камерата при намалено подаване на топливото.

В реактивното сопло става разширение на газовете, вследствие на което налягането и температурата на газа се намаляват, а скоростта му нараства и на изхода от соплото достига до $2000-2500 \text{ м}/\text{сек}$. За получаване на големи свръхзвукови скорости на летене реактивното сопло на ТРД се прави отначало стесняващо се, а след това разширя-

ващо се. В стесняващата се част скоростта на газовете достига само дозвукови скорости, а в разширяващата се — свръхзвукови.

Величината на скоростта на изтичането на газовете от соплото зависи от калоричността на топливото и от степента на преобразуването на топлината в кинетична енергия.

Отношението на топлината, преобразувана в кинетична енергия от ТРД, към калоричността на топливото H_t се нарича ефективен коефициент на полезното действие на двигателя и се бележи с η_e .

$$\eta_e = \frac{1}{427} \cdot \frac{W^2}{2 \cdot g \cdot H_t}$$

Ефективният коефициент на полезното действие зависи от налягането (P_3) в горивната камера и при P_3 е равно от 20—40 kg/cm^2 приблизително ще бъде равен: в качеството на окислител течен кислород от 0,24—0,27; азотна киселина от 0,33—0,35; водороден прекис от 0,32—0,42.

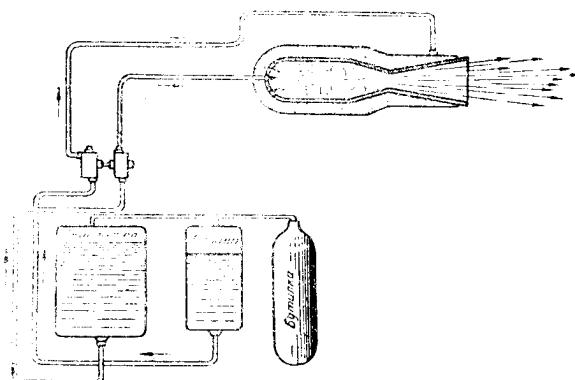
Течно-ракетни двигатели с бутилково и помпено подаване

Подаването на топливото в горивната камера на ТРД може да стане посредством сгъстен въздух или с помощта на помпи. В зависимост от това ТРД се подразделят на двигатели с бутилково и помпено подаване на топливото.

На фиг. 79 е дана принципна схема на ТРД с бутилково подаване.

Намиранciят се в бутилката сгъстен въздух или неутрален газ, какъвто може да бъде азотът, се редуцира от 150—200 cm^2 на 25—35 kg/cm^2 от специален редуктор. С такова налягане въздухът навлиза в горивните резервоари и изтласква от там горивото и окислителя през разпределителните кранове, дозиращи пропорционално горивото и окислителя, и чрез форсунките се виръска в горивната камера. За охлаждане на горивната камера един или двата компонента преминават през охладителната риза (фиг. 78).

Изгарянето на топливото става при налягане 20—25 atm и при температура от 2000—3000°. Продуктите на изгарянето отиват в реактивното сопло и със скорост от 2000—2500 m/sec излизат навън, като по този начин се създава реактивна теглителна сила.

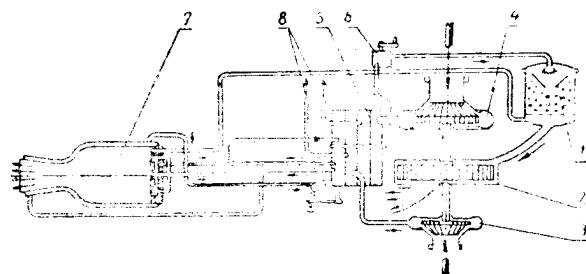


Фиг. 79. Принципна схема на течно-ракетен двигател с бутилково подаване на топливото

Високото налягане на въздуха довежда до нуждата от направа на резервоари с дебели стени, откъдето цялата конструкция на двигателя се утежнява. Ето защо тия двигатели, въпреки че имат много просто устройство, не се използват много или пък намират приложение като

двигатели с неголяма теглителна сила и кратковременно действие — за ускорители на излитани самолети и за подобни от такъв род случаи.

Течно-ракетните двигатели с помпено подаване (фиг. 80) се състоят от следните главни части: горивна камера с горивни форсунки и реактивно сопло; бутилка с водороден прекис; бутилка с катализатор,



Фиг. 80. Принципна схема на течно-ракетен двигател с помпено подаване на топливото:

1 — парогазгенератор; 2 — турбина, привеждана в действие помпите за гориво и окислителя; 3 — помпа за горивото; 4 — помпа за окислителя; 5 — агрегат за разпределение подаването на горивото и окислителя; 6 — регулатор на налягането на парогаза; 7 — горивна камера; 8 — изпускатели на горивото и въздуха

който служи за ускоряване на реакцията; бутилка със сгъстен въздух или газ; парогазгенератор; турбопомпен агрегат, който служи да включи парогазовата турбина и две горивни помпи — помпа за горивото и помпа за окислителя; арматури и контролно-измерителни уреди.

ТРД с помпено подаване на топливото работят по следния начин: Турбината, която привежда в движение топливните помпи, работи с парогаз, който се получава в специални генератори (с температура от 400—800°). За понижаване температурата на газовете, постъпващи към турбината, в камерата на генератора освен горива се подава и вода. Разходът на горивото за превод на помпите е около 3% от общия разход на горивото.

При въртенето на турбината горивните помпи подават (под налягане от 30—40 атм) горивото и окислителя в горивната камера, където те се смесват и се възпламеняват. Топливните помпи трябва да имат голяма производителност, тъй като двигателят изразходва извънредно голямо количество топливо за съвсем кратко време. За намаляване външните размери на помпите същите се правят високооборотни (15 000—18 000 об./мин.). За привеждане в движение на турбината могат да се използват и горещите газове, излизящи от горивната камера.

Конструкцията на ТРД с помпено подаване на горивото е по-сложна от конструкцията с подаване от бутилки. Обаче размерите и теглото на устройството с помпено подаване са по-малки, отколкото на това с подаване от бутилки.

ТРД с помпено подаване се употребяват за основни двигатели на самолети-изтребители — прехващащи, а също така за управлявани снаряди за далечно действие, за ускорители и др.

Топлива за ТРД

Топливата за ТРД трябва да отговарят на следните изисквания: да имат колкото се може по-висока калоричност -- колкото по-висока е калоричността на топливото, толкова по-малък е неговият разход, което е от първостепенно значение за ТРД;

да имат по-малка температура при горенето за по-добри условия на охлаждане на горивната камера и на реактивното сопло;

да се използва топливото за охлаждане на двигателя;

да има по възможност голямо специфично тегло, което позволява да се намали обемът, следователно и теглото на резервоарите;

да има просто и евтино производство и съхраняване, а също така и безопасност при обслужването.

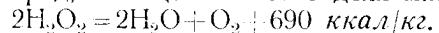
Днес в качеството на окислител най-много се употребяват течният кислород, азотната киселина и водородният прекис. Всеки един от тези окислители има свое преимущество и свои недостатъци, при това те оказват редици влияния върху конструкцията на ТРД. Според вида на използванятия от тях окислител се разделят на азотокиселинни двигатели, кислородни двигатели и т. н.

Течният кислород (O_2) има това преимущество, че той се явява като 100% окислител, т. е. не съдържа в себе си излишни вещества, които да не вземат участие в горенето. Той представлява безцветна течност с относително тегло $\gamma = 1,12$; с температура на кипене $-182,8^\circ$; топлина на изпарението 51 ккал/кг. Извънредно лесно се изпарява. Налрягането на парите при изпарението му са достатъчни, за да се подаде в горивната камера (без помпено нагнетяване). Един от големите недостатъци на кислорода е този, че при обикновена температура той се намира в газообразно състояние. За да се втечи, налага се да се охладжа до температура -183° и да се пази в специални съдове с двойни стени, подобни на термуси. Даже и в такива съдове течният кислород бързо се изпарява, ето защо заправката на горивото в резервоара на ТРД е добре да се прави непосредствено пред самото използване.

Азотната киселина (HNO_3) е безцветна течност с относително тегло $\gamma = 1,56$; има температура на кипене $+86^\circ$, а температура на замръзване -42° ; топлината на изпарението е 115 ккал/кг. Азотната киселина е много устойчиво съединение, устойчивостта на която с намаляване на концентрацията (с прибавяне на вода) расте. При голяма концентрация и съприкоснение с органически вещества азотната киселина гори. Във воден разтвор предизвиква корозия на много метали. Обикновено се съхранява в алюминиеви резервоари.

Водородният прекис (H_2O_2) се прилага в качеството на окислител, имайки извънредно висока концентрация на кислород, която е почти 90%. Той е безцветна течност. Температурата на кипене е 100° ; замръза при -17° . Водородният прекис е много неустойчив, т. е. при съхранение се разлага. Разлагането става при действието на слънчевата светлина, когато кипи и особено при съприкоснение с катализатор като: бариев перманганат ($BaMnO_4$), калиев перманганат ($KMnO_4$), кал-

циев перманганат (CaMnO_4) и др., като при разлагането се образуват водни пари и кислород, а също така се отделя много топлина:



Получената смес от водни пари и кислород се нарича парогаз и се използва за въртене на турбопомпения агрегат на течния ракетен двигател.

Производството на водородния прекис е много сложно. Неговото получаване се основава от въздействието на киселините върху металните окиси, като първо се получава окис в слаба концентрация, а след нова преработка от нея се получава силно концентриран окис. Това производство на водороден прекис е било усвоено единствено във връзка с прилагането му в качеството на окислител за ТРД.

Водородният прекис е силно отровен; попаднал върху кожата на човек, предизвиква силни зачерявания.

Трябва да се отбележи, че азотната киселина и водородният прекис отстъпват пред кислорода по отношение на топлотворната му способност при едно и също гориво.

За гориво на ТРД днес се използват все по-често нефтовите продукти, като парафин, ароматни съединения, нефт и безир; горива, съдържащи кислород, въглеводороди, каквито са спиртовете, и накрая горива, съдържащи нитросъединения, като нитробензол, нитротолуол и др. При нефтовите продукти за окислител се използва азотната киселина, за спирт — течен кислород, а за нитросъединенията се използва водородният прекис. Топливо, състоящо се от течен кислород и петрол или бензин, би имало голяма топлотворна способност, но досега то не е получило широко приложение, поради това че с него е много трудно охлаждането на двигателя.

Характерно при парафините е това, че те имат ниска температура на горенето и голямо газообразуване (съдържат доста голямо количество водород).

Ароматиците, към които спадат бензолът и толуолът, в сравнение с парафините имат по-голяма температура на горене и по-малко газообразуване.

Нефтените горива имат голямо относително тегло, а по отношение на температурата на горенето и газообразуването застават между парафините и ароматиците.

Горивата, които съдържат кислород, се отличават с това, че имат пълно горене, голяма топлоспособност и качеството да се използват за охлаждане на горивната камера. При тях е нужно по-малко количество окислител при горенето.

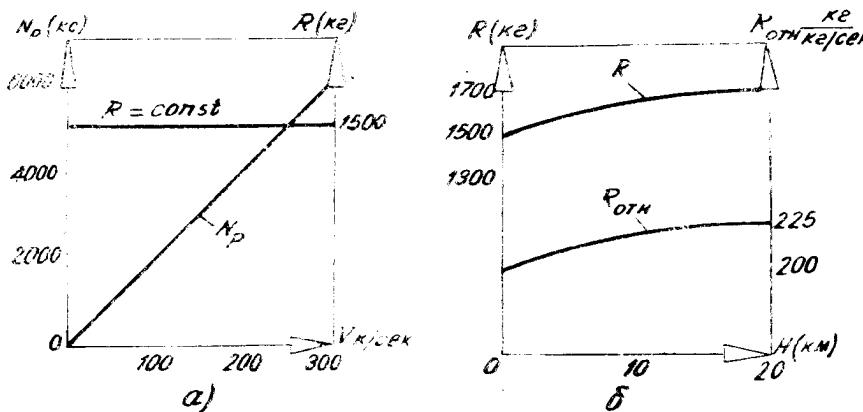
Във връзка с голямата топлотворна способност на течните горива в сравнение с барута скоростта на изтичанието газове при ТРД достига $2000\text{--}2500 \text{ м/сек}$, когато за окислител се използва течен кислород. За сравнение може да се каже, че при горенето на бензин с въздух при въздушно-реактивните двигатели скоростта на изтичанието на изгорелите газове не превишава повече от $700\text{--}800 \text{ м/сек}$. От сравнението на тези две скорости на изтичане на изгорелите газове можем да направим извода, какво преимущество имат ТРД в сравнение с БРД

по отношение на теглителната сила, която извънредно много зависи от скоростта на изтичащите газове.

Следва да отбележим и това, че употребяваните досета топлива за ТРД притежават сериозни недостатъци, като едно от тях е недостатъчната топлотворна способност, и затова те не могат да се смятат напълно за удовлетворителни. Ето защо изследването и подборът на нови топлива е една от най-важните задачи при усъвършенствуването на ТРД. В този случай най-важното, което ще се изисква от двигателния, е да даде сигурна работа при много високи температури, които ще се развият при горенето на висококалоричното топливо.

Характеристики на ТРД

Характеристики на ТРД се наричат графиците, показващи зависимостта на теглителната сила на двигателя и относителния разход на



Фиг. 81. Характеристики на течно-ракетен двигател:
а -- скоростна характеристика ; б -- височинна характеристика

горивото от налягането в горивната камера, скоростта и височината на летене.

Скоростна характеристика. Под скоростна характеристика на ТРД се разбира зависимостта на теглителната сила от скоростта на полета. Тая зависимост се изразява с една крива, която в нашия случай е хоризонтална права.

Скоростната характеристика (фиг. 81, а) на ТРД се разглежда на постоянна височина на летене и при постоянен състав и разход на топливото (гориво и окислител).

Процесите, които се извършват в горивната камера, не зависят от скоростта на летене, поради това теглителната сила на двигателя при изменение скоростта на летене не се изменя.

Височинна характеристика. Под височинна характеристика на ТРД се разбира зависимостта на теглителната сила на двигателя от височината на полета.

Височинната характеристика на ТРД (фиг. 81, б) се разглежда при постоянен състав и разход на топливото (гориво и окислител).

С изкачване на височина теглителната сила на двигателя ще се увеличава, тъй като изгорелите газове ще изтичат с по-голяма скорост вследствие на пониженото атмосферно налягане, т. е. W ще се увеличи. От формулата за теглителната сила знаем, че

$$R = \frac{G}{g} (W - V),$$

а оттук, щом се увеличава W , ще се увеличи и R .

С изкачване на височина до 20 км увеличаването на относителната теглителна сила е около 10—15%, ако продължим да се изкачваме на още по-голяма височина, тази сила почти няма да се измени, защото на много голяма височина налягането на окръжаващата среда е твърде малко.

При малки налягания P в горивната камера увеличаването на теглителната сила е по-забележимо, отколкото при големи налягания.

От казаното дотук става ясно, че с изкачване на височина теглителната сила и относителната теглителна сила на ТРД растат, а относителният разход на топливото се намалява. По такъв начин с изкачване на височина икономичността на ТРД се увеличава.

Приложение и работа на ТРД

Течно-ракетните двигатели днес намериха широко приложение при строежа на тежки ракетни снаряди за противовъздушната отбрана, за далечни стратосферни ракети, за двигатели при ракетните самолети, ракетни авиобомби, въздушни торпеди, като стартови ускорители за облекчение излитането на самолета и др.

Имайки предвид основното предназначение на ТРД, ние ще се запознаем с тяхното устройство и работа, като разгледаме по-подробно два двигателя: единия за далечни или стратосферни ракети и другия — за ракетния самолет. Тези двигатели отстъпват по своите данни на най-новите от този тип, но все пак са типични и ще дадат ясна представа за съвременните ТРД.

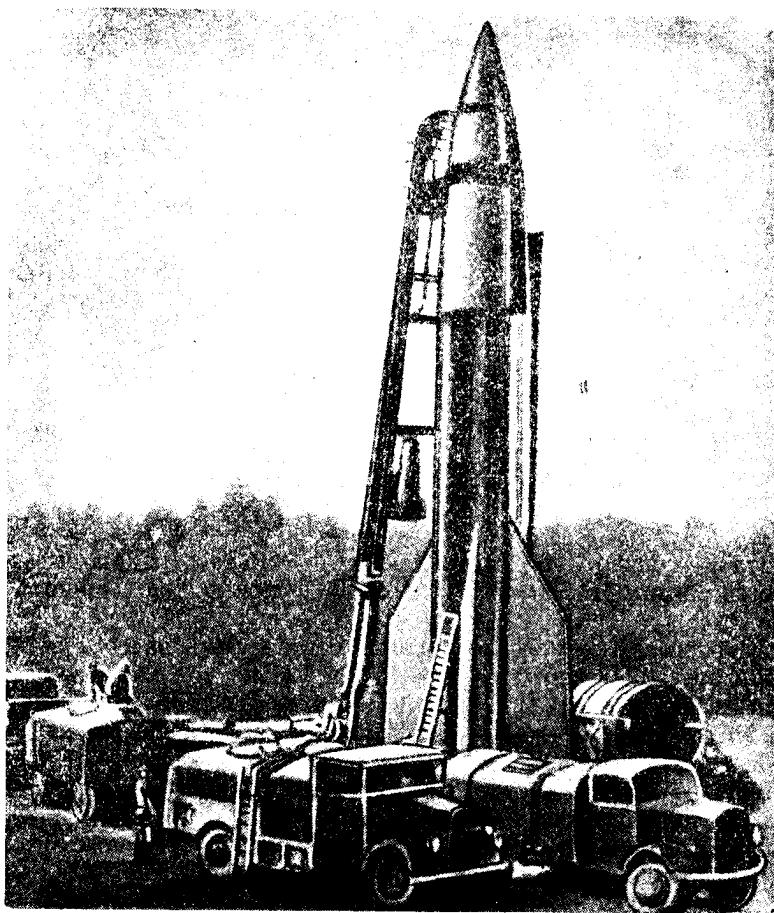
ТРД за далечни и стратосферни ракети. Стратосферните ракети, снабдени с ТРД, се използват като далекобойни свръхтежки снаряди или за изследване на стратосферата. За военни цели са използвани от немците през 1944 г. за бомбардирание на Лондон. Когато ракетата има за задача да изследва стратосферата, вместо взрив в предната ѝ част се поставят изследователски апарати. Последните имат приспособления за отделяне от ракетата и спускане на земята с парашут. Височината, до която стигат такива ракети, е 150—480 км.

Външният вид на далекобойната ракета V-2 е даден на фиг. 82. Дължината на ракетата е 14 м, диаметърът — 1,7 м, а общото ѝ тегло заедно с взрива — около 13 тона.

Ракетата работи с ТРД, който е поставен в задната ѝ част. За гориво се използува:

Компонент А — течен кислород (O_2) при температура -183° .

Компонент В — смес $\left\{ \begin{array}{l} \text{Етилов спирт } (C_2H_5OH) - 45\% \\ \text{Метилов спирт } (CH_3OH) - 40\% \\ \text{Вода } (H_2O) - 15\% \end{array} \right.$



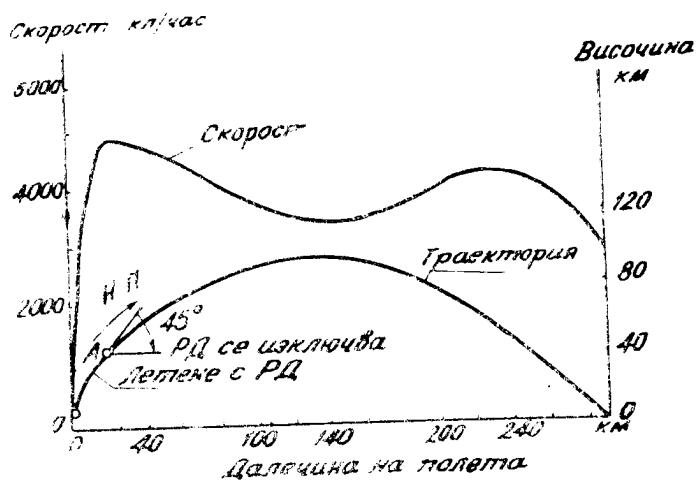
Фиг. 82. Общ вид на далекобойна ракета V-2 (A-4)

Температурата на това топливо при горене достига 2930° , а относителната теглителна сила на двигателя е от $150-160 \frac{kg}{sec}$.

При далекобойните ракети се употребява така нареченото свръхмощно топливо, което представлява смес от етилов спирт (83,8%),

амониева селитра (2%) и вода ($14,2\%$). При горене топливото развива температура над 3000° .

Горивото и окислителят в ракетата V-2 се поставят в два отделни резервоара, всеки един с обем $4,5 \text{ м}^3$. Запасът от топливо е 8620 кг , в



Фиг. 83. Траектория на полета на ракетата V-2

това число — гориво 3400 кг , кислород — 4990 кг и водороден прекис за парогазгенератора 230 кг ; топливото е почти $\frac{3}{4}$ от общото тегло на ракетата.

Това огромно количество топливо изгаря само за 65 секунди, понеже двигателят изразходва повече от 125 кг топливо за 1 секунда.

Тук възниква въпросът, по какъв начин ракетата ще прелети разстоянието от 350 км , щом като двигателят работи всичко само 1 минута? Нагледно обяснение на това дава фиг. 83, където е прекарана траектория на полета, а също така е указано изменението на скоростта надлъж по траекторията.

Запускането на ракетата се извършва след поставянето ѝ във вертикално положение с помощта на пусковото устройство. След запуската излиза в началото почти във вертикално положение, а след 10—12 сек летене започва да се отклонява от вертикалното си положение чрез самоуправление, като започва да се движи по траектория, близка към дъгата на окръжността. Този полет продължава дотогава, докато работи двигателят.

Когато скоростта на ракетата достигне разчетната величина, приборите на управлението изключват двигателя; в резервоарите на ракетата в този момент не е останало почти никакво топливо. Височината на изкачване на ракетата към момента на спиране работата на двигателя е приблизително около 35 — 37 км , при което надлъжната ѝ ос

сключва с хоризонта ъгъл от 45° (това положение на ракетата съответствува на точка *A*, фиг. 83).

При по-нататъшното летене този ъгъл на възвишение осигурява максималната далечина на ракетата, когато тя започне да се движи по инерция. По същия начин би се движил артилерийският снаряд, изстрелян от оръдие под 45° , ако последното се намираше на височина 35—37 км. При по-нататъшното летене траекторията на ракетата става близка до парабола, а общата продължителност на летенето е равна на 5 минути. Най-голямата височина, която може да достигне тази ракета, е 95—100 км.

Нека да проследим как се изменя скоростта на летенето по траекторията. Преди да спре двигателят, т. е. след около 60 секунди, скоростта на летенето достига приблизително 5500 км в час. Пресметната в метри за секунда, тази скорост е равна на 1525 м/сек. Точно в този момент двигателят развива най-голямата си мощност — достига почти 600 000 к. с. Скоростта на ракетата значително превишава скоростта на звука, като средната скорост е около 3500 км/час. В момента на удара в земята скоростта на ракетата е равна на около 3000 км/час.

Течно-ракетен двигател за ракетния самолет. Прилагането на ТРД в самолетостроенето изисква същият да може да изменя теглителната си сила в съответствие с режима на летене на самолета и напълно да се спира и отново да се запуска през време на полет.

Обикновено изменението на теглителната сила на двигателя става, като се регулира подаването на топливото, вследствие на което се изменя налягането в горивната камера. Този способ обаче е неизгоден поради редица причини, които накрая водят към увеличение разхода на топливото, т. е. двигателят работи при понижен режим на теглителната сила и не е икономичен.

За избягване на този недостатък авиационните ТРД с една горивна камера се преустрояват с две до четири камери, което позволява при работа на малка теглителна сила да се изключва една или няколко камери. При регулиране на теглителната сила се изменя и налягането в горивната камера.

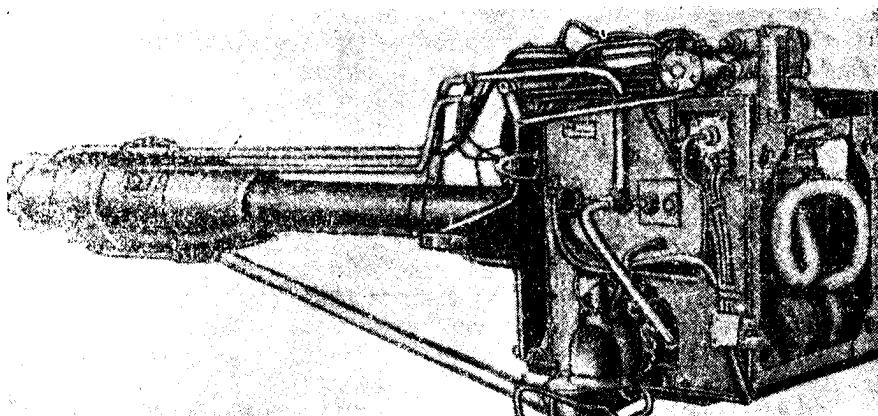
За регулиране на теглителната сила на ТРД най-изгодният способ бил да се изменя преходното сечение на реактивното сопло, което може да стане с помощта на подвижен конус, като едновременно се намалиява и подаването на топливото.

Регулирането на преходното сечение на соплото с помощта на подвижен конус намери приложение в някои конструкции турбореактивни двигатели, но приложението му в ТРД срещу големи трудности, свързани с условието на работата на конуса, който се обтика от излизашите газове и прегаря от високата им температура.

На фиг. 84 е даден еднокамерният авиационен ТРД НК-509 (Валтер).

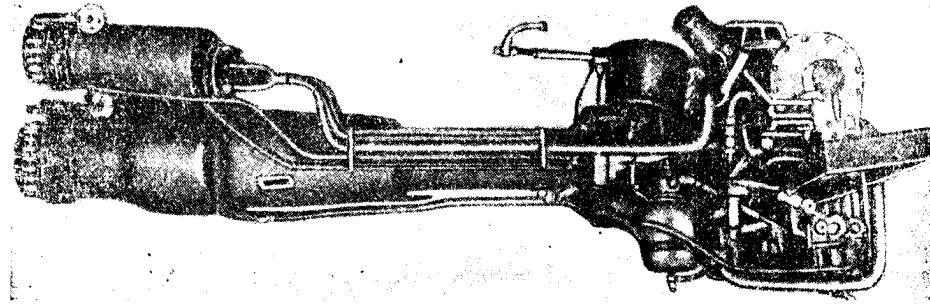
На фиг. 85 е показан също такъв ТРД, но с малка добавъчна горивна камера, която се използва при полет на крайсерски режим на

летене, като основната камера се спира. На максимален режим работят и двете камери, при което голямата камера развива теглителна сила от 1700 кг, а малката – 300 кг, като общата теглителна сила на двигателя съставлява 2000 кг.



Фиг. 84. Течно-ракетен двигател с една горивна камера

Тези два двигателя работят със самозаналващо се топливо, което състои от: водороден прекис (80%) със стабилизатор, който служи за окислител; 50% разтвор от хидразинов хидрат $(\text{NH}_2)_2\text{H}_2\text{O}$, в ме-



Фиг. 85. Течно-ракетен двигател с две горивни камера

тилов спирт (CH_3OH) в качество на гориво, в тегловно отношение 3:1. Топлотворната способност на сместа е 1037 ккал/кг^0 .

Еднокамерният двигател тежи 160 кг и е дълъг 2,2 м. Налягането и температурата в горивната камера са съответно 20 атм и 2500^0 . Скоростта на изтичането на газа от реактивното сопло на двигателя е около 2000 м/сек. Развходът на топливото е около 8,5 кг/сек.

Системата на подаване на топливото в двигателя е почти същата, както и при двигателите на ракетата. Горивото и окислителят, намиращи се в отделни резервоари, отиват към горивната камера под налягане (40 атм) чрез помпи, които се привеждат в движение от турбина. Турбината се върти от парогазова смес, която се получава при разлагането на водородния прекис; в парогазгенератора е поставен мрежест пакет с катализатор — късчета от прясна керамична маса, пропита със соли, като хлорист никел, бариев перманганат и др. Парогазът се образува при температура 450—500° и налягане 25 атм.

Преди да постъпи в горивната камера, топливото охлажда стените на камерата и соплото, като преминава през специална охладителна риза. През време на полет регулирането на подаването на топливото за изменение на теглителната сила се постига чрез изменение подаването на водородния прекис в парогазгенератора, като по този начин се променят оборотите на турбината, а оттам и оборотите на топливните помпи. Турбината се върти със 17 200 об/мин. Двигателят се пуска с помощта на електродвигател, който привежда в движение турбопомпения агрегат.

Предназначението на самолетите с ТРД се определя от свойствата на тези двигатели, а те се изразяват в голямата теглителна сила и следователно голяма мощност при голяма скорост, голяма височина на полета и малка икономичност, т. е. имат голям разход на гориво. Ето защо ТРД засега намериха приложение в така наречените изтребители-прихващащи.

При получаване на сигнал за приближаване на противникоvi самолети изтребителят-прихващац излиза бързо, за малко време набира голяма височина, а след това използва своето преимущество във височина и скорост за атакуване на целта. Общата продължителност на летенето на този самолет, когато двигателят работи на пълна мощност, е всичко 4—5 мин, когато двигателят не работи на пълна мощност през цялото време летенето може да продължи не повече от 20—30 мин. Ето защо самолетите с ТРД могат да извършат бойни задачи само в района на своя аеродром.

ТРД сега дава възможност да се достигнат големи скорости и височини на летене на самолета в сравнение с всички други авиационни двигатели. Поради тези им качества ТРД се поставят на експериментални самолети, които са предназначени за изследване летенето със свръхзвукови скорости.

Накрая следва да се каже, че ТРД се прилагат за облекчаване излитанията на самолетите — в качеството на стартови авиационни двигатели.

Преимущества и недостатъци на ТРД

Преимуществата на ТРД са следните: теглителната сила не зависи от скоростта на летенето; могат да се получат големи теглителни сили; височината на летенето е неограничена (и в междупланетното пространство); малко тегло; малки размери; може да се употребя различно топливо.

Към недостатъците на ТРД се отнасят: голем разход на топливо (не е икономичен); малък срок на работа; недостатъчна сигурност на двигателя в пожарно отношение; действува за кратко време (вследствие ограничения запас от топливо и големия му разход).

Горните свойства на ТРД определят областта на неговото използване. Височините 100—150 км и скоростите на летене от 2000—5000 км/час ще се явят в близко бъдеще като област на приложението му.

ТРД намират приложение в ракетните самолети, летящи със свръхзвукова скорост. Същите ще имат малки крила и специална аеродинамична форма. При обикновената аеродинамична форма ТРД едва ли ще получат голямо приложение.

4. БЕЗКОМПРЕСОРНИ ВЪЗДУШНО-РЕАКТИВНИ ДВИГАТЕЛИ

Правопоточни въздушно-реактивни двигатели. Устройство и принцип на действие

Правопоточният въздушно-реактивен двигател (ПРД) е най-простият въздушно-реактивен двигател (фиг. 86). Той се състои от дифузор, горивна камера и реактивно сопло. При летене с голяма скорост насрещният поток, влизаш в двигателя, намалява скоростта си пред входящия отвор на дифузора и в самия дифузор, в резултат на което се повишава налягането му. С повишено налягане въздухът постъпва в горивната камера, в която през специални форсунки се впръсква горивото. Възпламеняването на горивно-въздушната смес при първоначалното пускане на двигателя се осъществява с помощта на специално запално устройство, като по-нататък горенето се поддържа благодарение на непрекъснатото подаване на горивото и въздуха. Изгорелите газове напушкат горивната камера през реактивното сопло с голяма скорост, вследствие на което се получава теглителна сила.

Теглителната сила се определя от разликата между количеството движение на изтичащите от двигателя газообразни продукти от изгарянето и навлизания въздух.

Ако не се вземе под внимание теглото на горивото, тъй като в сравнение с теглото на преминаващия през двигателя въздух то е извънредно малко, теглителната сила, развивана от ПРД, ще бъде

$$R = \frac{G}{g} (W - V),$$

където G е секундният тегловен разход на въздуха;

V — скоростта на летенето;

W — скоростта на изтичане на газовете от реактивното сопло.

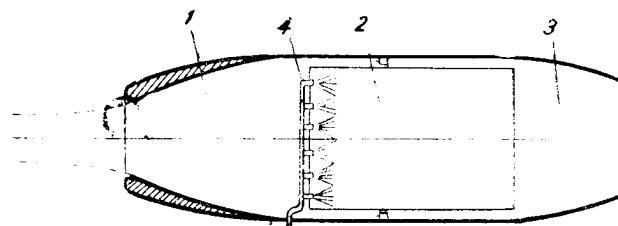
От горната формула се вижда, че теглителната сила на правопоточния ВРД започва да намалява, като спада по-бавно, отколкото плътността на въздуха, и единствено зависи най-вече от скоростта на летенето и скоростта на изтичащите газове. При това не трябва да се

пренебреѓа и секундният разход на въздуха, който намалява с отиване на височина.

Моцността на реактивната теглителна сила се определя от формулата

$$N_p = \frac{R \cdot V}{75}$$

Отношението на налягането на въздуха в края на процеса на свиването на двигателя към налягането на въздуха в околната атмосфера се нарича степен на свиване на въздуха във въздушно-реактивния дви-



Фиг. 86. Принципна схема на правоцотчен въздушно-реактивен двигател:

1 - дифузор; 2 - гореща камера; 3 - сопло; 4 - форсунки за въръскиане на горивото

гател. При съвременните скорости на летене свиването на въздуха за сметка на скоростния напор е много малко. Поради това ПРД имат нисък коефициент на полезно действие и не обезпечават достатъчна теглителна сила. Така например при скорост на летенето, равна на нула, ПРД не може да създаде теглителна сила, поради което самостоятелното излитане на самолет с помощта само на ПРД е невъзможно.

Увеличаването на скоростта на летенето обаче води към увеличаване степента на свиването и към подобряване характеристиките на ПРД. Обаче за постигане на големи свръхзвукови скорости използванието на ПРД е по-изгодно, отколкото използванието на другите типове въздушно-реактивни двигатели.

Когато скоростта на летенето на ПРД превишава скоростта на звука, пред входа на двигателя възниква прав скок на уплътнение. При това положение имаме почти мигновено намаление на скоростта и повишаване на налягането на въздуха. Това бързо свиване на въздуха е съпроводено с големи загуби и забележимо влошава процеса на свиването.

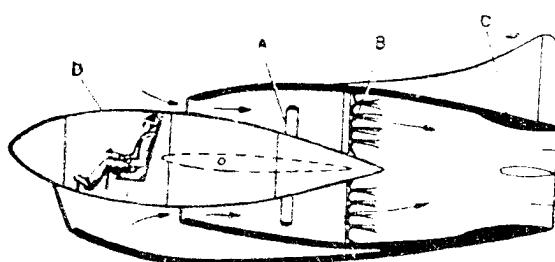
Изследванията на съветските учени Г. И. Петров и Е. П. Ухов са показвали, че за намаление на загубите при спирането на свръхзвуковия поток преходът от свръхзвукови скорости към дозвукови трябва да се извърши посредством редица коси скокове на уплътнение, завършващи със слаби први скокове. За образуването им обикновено се използва остър конус, издаден напред спрещу потока.

ПРД в самолетостроенето

Първият известен модел на летателен уред, снабден с ПРД, е показан през 1938 г. на Парижката въздухоплавателна изложба, конструкция на френския инженер Рене Ледюк.

Работите по конструкцията на този самолет започват през 1937 г., а самата направа — през 1939 г. Към края на 1947 г. самолетът извърши две пълзгачи летения без двигател, пуснат от специална надстройка върху тялото на един четиридвигателен пътнически самолет.

Самолетът „Ледюк-010“ (фиг. 87) се състои от вътрешно тяло, в което е разположена кабината за пилота и штурмана, и външна обшивка, която обикаля вътреш-



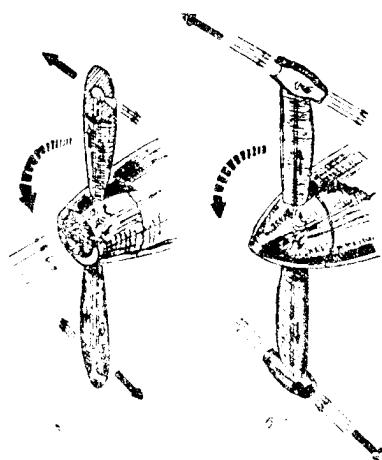
Фиг. 87. Схема на реактивния самолет „Ледюк-010“ :
A - направлявани пластици; B - форсунки; C - канали за
загряване на горивото; D - обитаема кабина

ното тяло, така че между тях се образува кухина с пръстеновидно сечение и тази именно кухина представлява ПРД. Заострената предна част заедно с кабината може в случай на нужда да се отдели и изхвърли с парапют, а главната конструкция е снабдена с четири парашута, за да може да се спусне плавно на земята.

Самолетът „Ледюк-010“ тежи 2900 кг и има носеща площ от 16 м². Той е опитен самолет.

ПРД намерило приложение и при реактивните витла. Имаме два начина за приложение на ПРД при реактивните витла (фиг. 88).

В първата схема (фиг. 88, а) въздухът навлиза през втулката на оста на витлото в кухите лопати. Вследствие на центробежната сила, която се развива при въртенето, въздухът се изтласква в краищата на лопатите на витлото, където се състява и постъпва в малки горивни камери. Тук по тръбички се подава гориво. Продуктите от горенето излизат през коничен отвор и създават реактивна теглителна сила, от която се върти витлото (както Сегнеровото колело).



Фиг. 88. Реактивни витла с право-
поточни реактивни двигатели

При втората схема (фиг. 88, б) в краицата на лопатите на витлото с входно отвърстие са монтирани ПРД. Вследствие оборотите на витлото се получава скоростен напор, при който въздухът се свива, през специални канали на лопатите на витлото горивото отива към горивната камера на ПРД. Изтичаната газова струя създава реактивна теглителна сила и върти витлото.

След Втората световна война в много страни бяха продължени опитите за подобряване на ПРД, монтирани към самолетите-снаряди, пускани от специално пусково устройство от земята, от борда на кораби и от големи самолети.

Един от тези самолети-снаряди е „Горгони 4“. Тази летяща бомба се монтира под крилото на бомбардировачен самолет. С нея са извършени няколко летения от 10 минути.

Други опити са правени с артилерийски снаряди, като същите са имали вътрешна кухина със стесняващо-разширяваща се форма (соплoto на Лавал). В кухината се е поставяло леснозапалително вещество, като фосфор и др. След изстрела снарядът набирал голяма скорост на летене и вследствие триенето на въздуха фосфорът лесно се запалявал, като изтичашите газове от соплoto на снаряда създавали реактивна теглителна сила, чрез която се увеличавала далечината на полета.

Недостатъци на ПРД

Към недостатъците на ПРД се отнасят: самолет с ПРД не може самостоятелно да излети от земята, защото при работа на място не може да създаде теглителна сила ($V=0, P \neq 0$). Излитането може да стане с помощта на стартови ракети или от друг самолет; при малки скорости на летене ПРД не е изгоден за употреба, защото соплoto на Лавал при малки скорости работи лошо във връзка с наляганията. При малка скорост на летене в соплoto ще се образува силно завихряне, вследствие на което потокът ще се откъсва от стените на соплoto, като всичко това довежда до намаляването на термичния и летателния коефициент на полезното действие на двигателя.

От всичко това следва, че ПРД ще намерят приложение само при свръхзвуковите скорости на летене.

Пулсиращи въздушно-реактивни двигатели

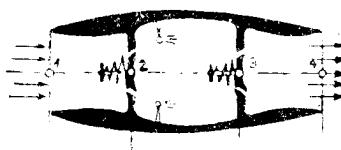
Устройство и принцип на действие

Пулсиращият въздушно-реактивен двигател ПуРД (фиг. 89) се състои от дифузор, в който се намира клапанна решетка, горивна камера и изпускателна тръба с определена дължина.

Предварителното свиване на въздуха в ПуРД се постига за сметка на използването на скоростния напор, а горенето се извършва с периодически редувации се възпламенявания. При това пълненето на горивната камера трябва да се извърши при отворени входни и за-

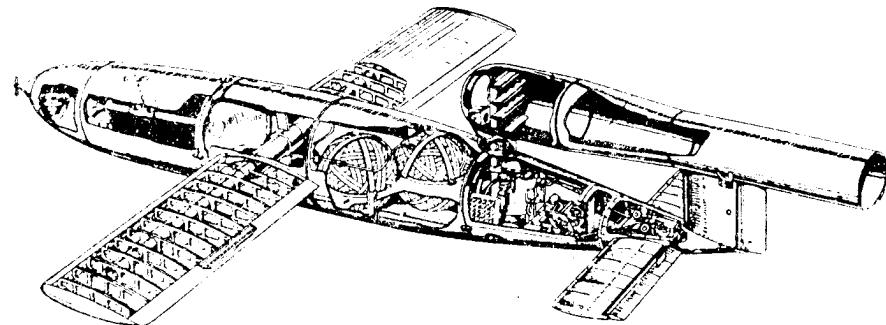
творени изходни клапани, а горенето — в затворен (постоянен) обем, т. е. при затворени клапани на входа на камерата и на изхода от нея.

Изработването на сигурно действуващи изходни клапани среща редица конструктивни затруднения, защото са подложени на въздействието на високи температури и големи динамични натоварвания. Ето защо на практика се наложи конструкторите да се откажат от изходни клапани и се ограничат само с клапани на входа на горивната камера. Това не дава възможност напълно да се реализират преимуществата на изгарянето при постоянно обем, но все пак позволява при малка скорост на летене да се по-добрят малко основните показатели на безкомпресорните въздушно-реактивни двигатели



Фиг. 89. Принципна схема на пулсиращ въздушно-реактивен двигател

Ефикасността на ПуРД без изходни клапани се повишава доста чрез употребата на дълга цилиндрическа тръба (вместо реактивно сопло)



Фиг. 90. Самолет-снаряд „V-1“ с пулсиращ реактивен двигател

и използване на резонансния ефект. Такъв ПуРД може да работи и да създава теглителна сила даже и при липса на насрещен въздушен поток, т. е. при скорост на полета, равна на нула. Горното може да си обясним с това, че в края на процеса на изтичането вследствие на инерцията на изтичащите газове в горивната камера на двигателя се образува разреждане, благодарение на което входните клапани се отварят и пропускат пресен въздух в камерата.

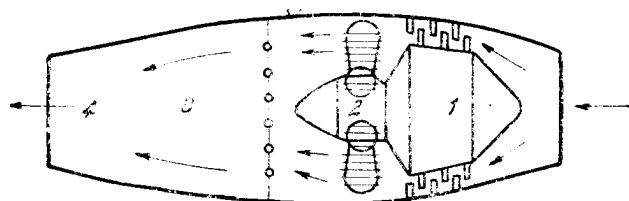
Първата схема за ПуРД е била предложена в 1909 г. от руския инженер Антонович. В по-нататъшната си разработка тази схема довела до създаването на двигателя за самолета-снаряд V-1 (фиг. 90).

Като общ недостатък на всички ПуРД се явява това, че те имат голям разход на гориво (не са икономични) и силно вибрират при работа.

5. МОТОКОМПРЕСОРНИ ВЪЗДУШНО-РЕАКТИВНИ ДВИГАТЕЛИ

Устройство и принцип на действие

Най-ефикасният начин за повишаване икономичността и теглителната сила на въздушно-реактивните двигатели при дозвукови и сравнително неголеми свръхзвукови скорости на летене е употребата на



Фиг. 91. Принципна схема на мотокомпресорен въздушно-реактивен двигател

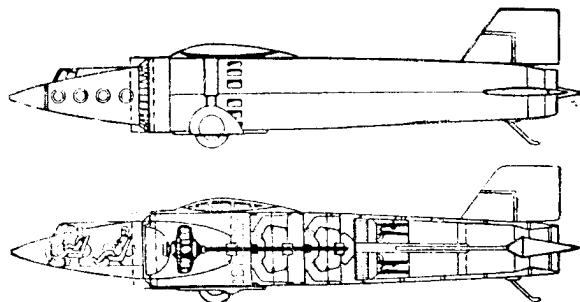
компресор за състиване на въздуха, който може да се привежда в движение с помощта на обикновен авиационен бутален двигател или газова турбина.

Въздушно - реактивният двигател, на който компресорът се привежда в движение с помощта на бутален авиационен двигател, се нарича мотокомпресорен въздушно-реактивен двигател (МКРД).

На фиг. 91 е показан МКРД, чийто компресор се движи от авиационен двигател. Буталният авиационен двигател движи компресора, който от своя страна състивя въздуха и го вкарва в горивната камера, където с помощта на форсунки се впъръска гориво. При изтичане на газовете от соплото се създава реактивна теглителна сила.

Реактивният самолет „Капрони-Кампини СС-1“ (фиг. 92) с мотокомпресорен въздушно-реактивен двигател е построен от италианския инженер Кампини. Двустепенният центробежен компресор заедно със звездообразния авиационен двигател е поместен в тръба, която минава по цялото тяло на самолета. Състенният въздух от компресора влиза в горивната камера. Тук изгорелите газове от буталния двигател се смесват със свеж въздух.

През разположените по периферията форсунки се впъръска в камерата гориво. Газовете се отвеждат в задната част на тялото, откъдето през реактивното сопло излизат в атмосферата.



Фиг. 92. Принципна схема на реактивния самолет „Капрони-Кампини“

В реактивното сопло е поставен подвижен конус, който се движи по надлъжната ос на самолета, като по този начин регулира скоростта на изтичащите газове от соплото, а оттам — и величината на реактивната теглителна сила.

Преимущества и недостатъци на МКРД

Преимуществата на мотокомпресорните въздушно-реактивни двигатели са: благодарение употребата на добре изучения и технически усъвършенстван бутален двигател имаме голяма скорост на превода и силовата установка като цяло; увеличава се топлинното съдържание на газа, постъпващ в реактивното сопло, благодарение на използването на тоинните загуби от буталния двигател (за охлаждането и изгорелите газове), а като резултат на всичко това се увеличава и икономичността на реактивния двигател; дава се възможност да се увеличи максимално допустимата температура на газа, затова че в горивната камера няма подвижни части и елементи, като по този начин се увеличава икономичността на целия двигател изобщо.

Въпреки изброените по-горе преимущества МКРД имат и много недостатъци, а именно: МКРД, движени от обикновен авиационен двигател, са твърде сложни и скъпи; теглото им е сравнително голямо, а приложените им възможности са ограничени поради малкия им КПД, който не превишава за съвременните летателни скорости 0,06—0,09; понижава се КПД на двигателя, когато горенето в горивната камера се извършва при относително ниска степен на свиването, защото зад камерата се явяват големи загуби от завихрянията, хидравличните удари и др.

За по-добри характеристики на МКРД добре е за превода на компресора да се употребяват двутактови двигатели с вътрешно горене, с малко относително тегло и повишен разход на въздуха.

Поради големите си недостатъци мотокомпресорните въздушно-реактивни двигатели не намират приложение в самолетостроенето.

6. ТУРБО-РЕАКТИВНИ ДВИГАТЕЛИ

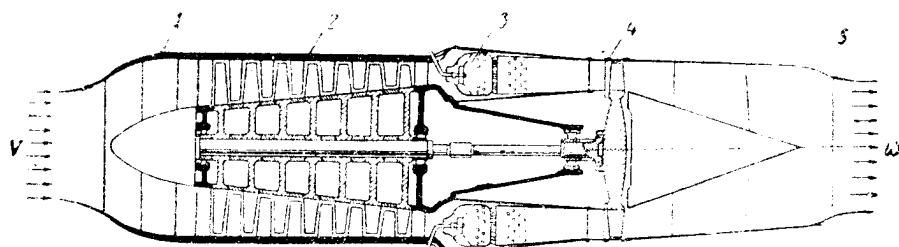
Схема и принцип на действие на турбо-реактивния двигател

Турбо-реактивният двигател (ТуРД) се състои от следните главни части: входящ канал (въздухозаборник), компресор, горивни камери, газова турбина с направляващ апарат и реактивно сопло.

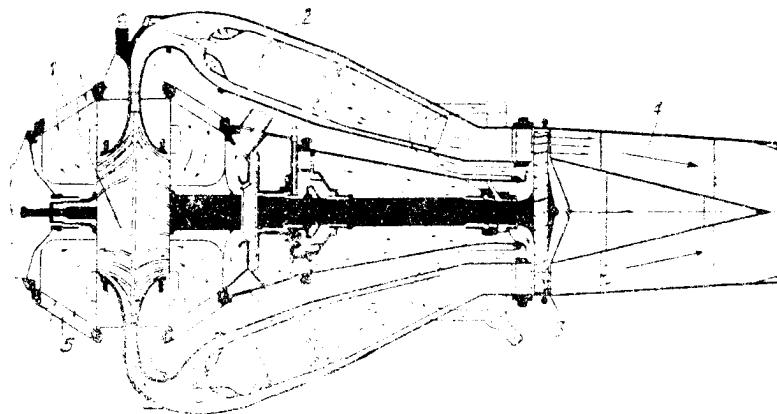
На земята въздухът постъпва посредством въздухозаборника в компресора на двигателя, където се нагнетява и изпраща в горивните камери. Тук става смесване на въздуха с горивото, запалване и горене на гориво-въздушната смес, откъдето излизашите газове се отправят през направляващ (соплов) апарат към лопатките на газовата турбина, завързват турбината и излизат през реактивното сопло с голяма скорост.

При летене налитацият върху самолета въздух намалява своята скорост във въздухозаборника, където се получава запиране и увели-

чаване налягането на въздуха, преди последният да навлезе в компресора. Това предварително налягане се нарича скоростен напор на въздуха. Докато при правопоточните въздушно-реактивни двигатели скоростният напор (при наличие на големи скорости на листене) е до-



Фиг. 93. Принципна схема на турбо-реактивен двигател с осев компресор:
 1 – входен канал; 2 – осев компресор; 3 – горивна камера; 4 – газова турбина; 5 – реактивно сопло
 достатъчен за изгарянето на определеното количество гориво, то при съвременните турбо-реактивни двигатели образуващият се скоростен напор не е достатъчен, ето защо се налага въздухът да се сгъсти (увеличи налягането) в специален агрегат-компресор.



Фиг. 94. Принципна схема на турбо-реактивен двигател с центробежен компресор:
 1 – центробежен компресор; 2 – горивна камера; 3 – турбина; 4 – реактивни сопла;
 5 – входно устройство

Основните данни на ГуРД до голяма степен зависят от компресора, който трябва по възможност да сгъстява въздуха повече, да има по-малки размери и тегло и да бъде с колкото се може по-голям коефициент на полезно действие.

Съвременните употребяеми компресори може да бъдат осеви и центробежни, откъдето се определя и типът на двигателя — турбо-реактивен двигател с осев компресор (фиг. 93) и турбо-реактивен двигател с центробежен компресор (фиг. 94).

Поради простотата на конструкцията и сравнително по-лесната изработка центробежните компресори намериха днес широко приложение както в буталните двигатели (за увеличаване мощността и височината им), така и в реактивните двигатели. Те имат обаче един сериозен недостатък, заключаващ се в ниския коефициент на полезното действие (0,78 - 0,80).

Центробежните компресори неизменно се изместват от осевите, които при еднакви диаметрални размери преобладават със своята по-голяма производителност, т. е. имат много по-висок коефициент на полезно действие, достигащ 0,85 - 0,87, и нагнетяват по-голямо количество въздух. С право може да се предположи, че при бъдещото развитие осевите компресори напълно ще изместят центробежните компресори.

Компресорът на газотурбинния двигател състява въздуха към 4 kg/cm^2 и под това налягане го пренася в горивните камери, където става изгарянето на горивото. Горивният процес се провежда при налягане около 4 kg/cm^2 и температура $850 - 900^\circ\text{C}$. Оттук изводът, че горивната камера е твърде важен елемент от двигателя, работещ при твърде лени условия -- висока температура и налягане.

От горивните камери изгорелите газове се отправят към лопатките на газовата турбина през соплов апарат, при което притежават висока потенциална енергия. Преминавайки през лопатките на газовата турбина, газовият поток се разширява, при което извършва работа -- за въртежа газовата турбина, която чрез вал привежда в движение компресора и останалите агрегати на двигателя. Газовата турбина е подложена на големи усилия -- големи обороти на въртене, откъдето се получават големи периферични сили, висока температура и налягане.

Газовият поток продължава своето разширение в реактивното сопло, където увеличава скоростта си, при което се увеличава реактивната теглителна сила на двигателя. Оттук следва, че част от потенциалната енергия на газовия поток отива за въртене на турбината, компресора и останалите агрегати, а другата част -- за създаване на теглителна сила.

За по-изълна и правилна представа при изучаване на двигателя нека разгледаме как се изменят параметрите на газа (средните значения на температурата, налягането и скоростта) по дължината на двигателя. При това се приемат няколко характерни сечения по дължината на двигателя, които са показани на фиг. 95:

0--(i) -- сечение на несмутения въздух, намиращ се пред входа на компресора;

1--1 -- сечение на газовия поток на входа на компресора;

2--2 -- сечение на газовия поток на изхода от компресора;

3--3 -- сечение на газовия поток на входа на турбината;

4--4 -- сечение на газовия поток на изхода на турбината;

5--5 -- сечение на газовия поток на изхода на реактивното сопло.

С обозначенията на сеченията ще отбележваме параметрите на газовия поток за съответните сечения, например P_3 -- налягането на въз-

духа на входа на турбината, а под W_4 — скорост на газовия поток на изхода от турбината.

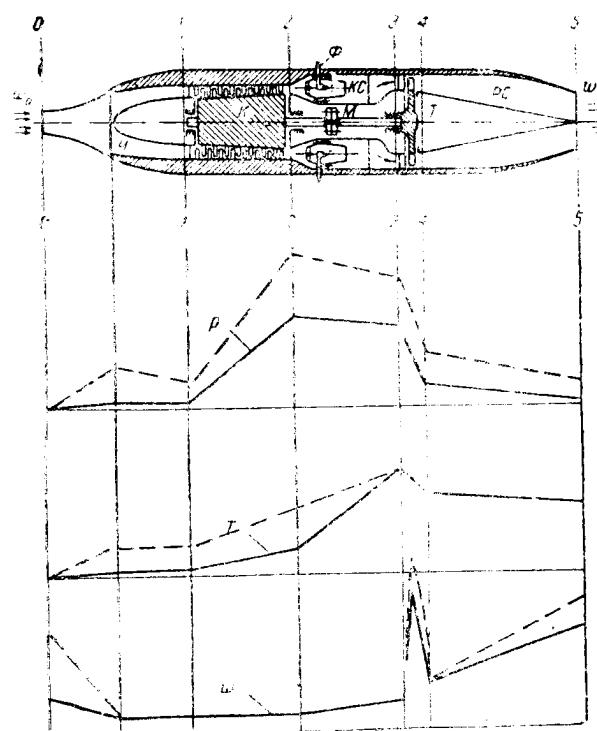
Изменението на температурата, налягането и скоростта на газа по дължина на двигателя е показано на фиг. 95, където целите линии показват измененията на параметрите на газа при работа на двигателя на място, а пунктирните — при летене.

От фигурантата се вижда, че при работа на двигателя на земята скоростта в сечения 0—0 до 1—1 нараства, тъй като въздухът се засмуква от неподвижната въздушна среда, а налягането и температурата му се намаляват. В сечение 1—1 скоростта на въздуха се увеличава до 180 ± 240 м/сек за осевите и 140 ± 150 м/сек за двигателите с центробежен компресор.

В компресора въздухът се сгъстява, при което налягането и температурата се увеличават, а скоростта се намалява. При това тук налягането е около $4-5$ кг/см², температурата след компресора е $200-250^\circ\text{C}$, а скоростта $100-150$ м/сек.

В горивната камера, където се провежда процесът горене сечение 2—2 до 3—3, температурата се увеличава, като на входа за турбината има стойност $850-900^\circ\text{C}$. Тук също се увеличава скоростта на газа ($160-200$ м/сек), тъй като същият увеличава неимоверно своя обем за сметка на полученната топлина. Увеличената скорост довежда до намаляване на налягането на газа.

В газовата турбина (сечение 3—3 до 4—4) налягането и температурата на газа намаляват, а рязко се увеличава скоростта, която може да достигне $300-400$ м/сек. Това се обяснява с частичното разширение на газа, което се извършва в лопатките на турбината.



Фиг. 95. Схема на турбо-реактивен двигател с неговите параметри

Скоростта на газа се увеличава още повече в реактивното сопло ($550\text{--}650 \text{ м/сек}$) в резултат на силното разширение, налягането и температурата се намаляват, като температурата достига до $550\text{--}600^\circ \text{C}$.

При летене въздухът пред двигателя се свива за сметка на скоростния напор, в резултат на което се повишава налягането, скоростта и температурата на газа, които се изменят по дължината на двигателя, както показват пунктирните линии.

7. КОНСТРУКЦИЯ НА ОСНОВНИТЕ ЕЛЕМЕНТИ НА ТуРД

Входен канал (въздухозаборник)

Входният канал служи правилно да подведе определено количество въздух от атмосферата към компресора с възможно най-малки хидравлични загуби и удари.

Входният канал (въздухозаборникът) може да има най-различна форма (най-често кръгла или елипсовидна) и размери, които главно зависят от мястото на разположение на двигателя на самолета. Изработва се с оглед да се получи най-малко хидравлично съпротивление на въздуха и последният правилно да се подаде към лопатките на компресора. При ТуРД с осев компресор проходното сечение на въздухозаборника е обикновено пръстеновидно, като същият се изработва чрез цамноване от дуралуминий (фиг. 93). При турбо-реактивните двигатели с центробежен компресор входното устройство на компресора (фиг. 94) играе ролята на въздухозаборник, като при това предицата част на двигателя се помещава в специален тунел на самолета, изпълняващ ролята на въздухозаборник.

От формата на входното устройство до голяма степен зависи правилното подаване на въздуха към компресора, но да се построи правилно входният канал е трудна задача, тъй като условията на работата му на място (на земята) коренно се различават от тия във въздуха (при летене). Вследствие на това, че при работа на двигателя на място на входа на входния канал се създава известно разреждане, въздушният поток ще се устремява към двигателя, при което линиите на потока ще се стесняват, то входящият канал трябва да има стесняващо сечение (функциообразна форма). При летене въздушният поток се запира на входа на двигателя и част от потока, вместо да навлезе в канала, се отклонява настрани, поради което каналът трябва да има разширяващо сечение. Но тъй като реактивният двигател работи в летене и на място, то доста трудно е да се подбере най-подходящата форма, която да удовлетворява и двете изисквания, и се прибегва в повечето случаи до изработка на входни канали със стесняващо се сечение, при което скоростта на въздушния поток се увеличава. Скоростта на постъпването въздух от входния канал в компресора е около $120\text{--}170 \text{ м/сек}$, налягането е нараснато с $0,1\text{--}0,3 \text{ кг}/\text{cm}^2$, а температурата с $16\text{--}24^\circ \text{C}$.

Компресор

Компресорът при ТуРД служи да засмучи въздух от околната среда, да го сгъсти и да го подаде към горивните камери.

Компресорът трябва да отговаря на следните условия:

а) Да има не по-малък от 0,75—0,80 коефициент на полезно действие. Колкото коефициентът на полезно действие е по-висок, толкова характеристиката на компресора е по-добра.

б) При голям разход на въздух (15—80 кг/сек) да има минимални размери и тегло.

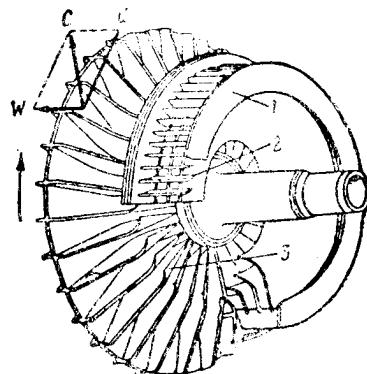
в) Да работи на променливи режими (разходи на въздуха), без появяване на загуби и понижение на коефициента на полезно действие, т. е. да има устойчива характеристика.

Широко приложение при съвременните ТуРД са намерили главно два вида компресори: центробежни и осеви, със степен на повишаване на налягането Π_k 3—5 и разход на въздуха на земята 15—80 кг/сек при нулева скорост на полета ($V=0$), т. е. когато самолетът не лети.

Центробежен компресор. Центробежният компресор (фиг. 96) се състои от направляващ апарат, работно колело и дифузор. Работното колело, представляващо диск с лопатки, е главната работна част на центробежния компресор. Свързва се неподвижно с вала на турбината, от която получава движението си. Подвеждането на въздуха към работното колело може да стане или от едната страна на диска (колело с едностранен вход), при колело, снабдено с лопатки само от едната страна, или от двете страни на диска (колело с двустранен вход), при колело, снабдено с лопатки от двете страни.

Вследствие на големите обороти на колелото на компресора се развиват големи центробежни сили. Под действието на тези сили въздухът, намиращ се в каналите между лопатките от центъра на колелото, се отхвърля към периферията, увеличава налягането си, като на негово място постъпва непрекъснато въздух от околната среда. По този начин се осигурява непрекъснато подаване на въздух към горивните камери.

Движението на въздушния поток в компресора е показано на паралелограма на фиг. 96. Въздушните частици извършват едновременно движение по отношение на лопатките на компресора, наречено относително с относителна скорост W , и движение по посока на въртенето на работното колело — с периферна скорост U . Резултантното движение, т. е. движението на въздуха относно другите (неподвижните) части на двигателя, се нарича абсолютно движение, а скоростта му



Фиг. 96 Центробежен компресор:
1 — неподвижен направляващ апарат;
2 — направляващи лопатки; 3 — подвижен (въртящ се) направляващ апарат

абсолютна скорост C . Обикновено са известни периферичната U и относителната W скорости, чрез които по правилото на паралелограма се намира абсолютната скорост C .

Към центробежния компресор се прикрепва направляващ апарат, състоящ се от подвижен (въртящ се) направляващ апарат 3 и неподвижен направляващ апарат 1 .

Въртящият се направляващ апарат осигурява подаването на въздух без удар върху лопатките на работното колело. Състои се от огънати лопатки, които се явяват като продължение на входните краища на работните лопатки на компресора.

Неподвижният направляващ апарат ще подведе въздушния поток към въртящия се направляващ апарат с известно завъртане в страната на въртенето на работното колело.

За избягването на хидравличния удар на въздуха при входа на лопатките последните са огънати, така че направлението на относителната скорост на въздушния поток при входа да съвпадне с направлението на оста на междулопатъчните канали на компресора.

След като премине през работното колело, въздухът навлиза в дифузора, където скоростта му намалява, а налягането му още повече нараства. Дифузорът представлява разширяващ се канал и има форма на охлюв. В него са монтирани специални направляващи лопатки за намаляване размерите на компресора и хидравличните загуби поради превръщане на кинетичната енергия на въздушния поток в потенциална. Не всички дифузори са снабдени с лопатки и в зависимост от наличието на лопатки биват лопатъчни и безлопатъчни дифузори.

Промеждутъчно звено между компресора, респективно дифузора и горивните камери, се явяват изходните къси тръби, предназначени да намалят още повече скоростта на въздуха, да увеличат налягането му и го подадат без особени загуби в горивната камера.

Наред с редицата преимущества, които има центробежният компресор, като лесна изработка и други, той има и сериозни недостатъци, поради което постепенно загубва своето място в реактивните двигатели.

Като голям недостатък на центробежния компресор се явява сравнително невисокият му коефициент на полезно действие, който в по-добрите конструкции достига до $0,75$ — $0,80$.

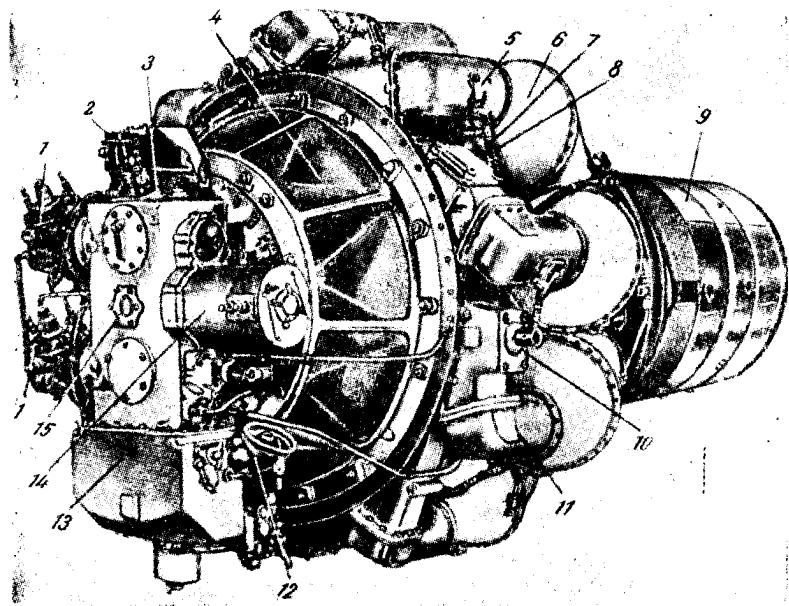
Големият диаметър на крилчатката, който не може да се избегне при големите разходи на въздух на двигателя, е също като недостатък за центробежния компресор. За да се намали диаметърът на работното колело на някои турбо-реактивни двигатели, правят крилчатките с двустранен вход; обаче външният диаметър на компресора все пак си остава доста голям.

Общият вид на един турбо-реактивен двигател с центробежен компресор е показан на фиг. 97. Той се състои от следните основни елементи:

- 1) центробежен компресор с два входа за поднеждане на въздух — 4;
- всекукателните входове са снабдени с предпазителна мрежа;
- 2) девет отделни правопоточни горивни камери — 6;
- 3) направляващ соплов апарат на турбината;

- 4) газова турбина;
- 5) реактивно сопло — 9;
- 6) агрегати и прибори за двигателя.

Компресорът е с двустранен вход за въздуха. Получава въртелевото си движение от газовата турбина с помошта на вал. Чрез два



Фиг. 97. Турбо-реактивен двигател с центробежен компресор:

1 — горивни помпи; 2 — барометрически регулятор; 3 — кориус на пневводите за агрегатите; 4 — защитна мрежа; 5 — фланец за закрепване на форсунките; 6 — предна част на кожуха на горивната камера; 7 — горивен тръбопровод за малък газ; 8 — горивен тръбопровод на основното гориво; 9 — излищен кожух на реактивното сопло; 10 — изход за закрепване на двигателя; 11 — преходна тръба; 12 — гърлонина на маслосъбирача; 13 — маслосъбирач; 14 — стартер; 15 — отдуинник

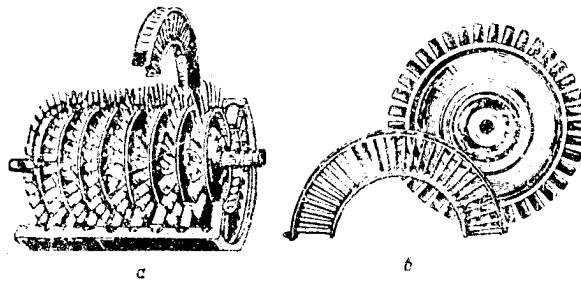
всмукателни входа (въздухозаборници) засмуква въздуха от околната среда, който се завърта от лопатките и се нагнетява към горивните камери. Преди да постъпи в горивните камери, въздухът се събира в общ колектор, откъдето се разпределя равномерно към горивните камери.

В предната част на всяка горивна камера е поставен завихрител на въздуха, работни форсунки за горивото, а в някои камери и пускова горивна форсунка със запална свещ.

Въздухът от колектора постъпва в горивните камери, като една част влиза вътре през завихрителя, смесва се с горивото и изгаря след запалване, а другата част (70%) минава между огнеупорната тръба и кожуха на газовата камера, охлажда огнеупорната тръба и чрез стражнични отвърстия на огнеупорната тръба влиза и охлажда температурата на газовете до допустимата величина пред турбината. Отделните гори-

вни камери са съединени помежду си с телескопични тръбички за пренасяне на горенето и изравняване на налягането.

Газовата турбина се привежда в движение от газовия поток и има за задача да приведе в движение компресора и спомагателните агрегати. По-важни агрегати към двигателя са горивните помпи 1, които засмукват гориво от бензиновите резервоари и го изпращат към горивните камери под налягане 90–96 кг/см². Те са от плунжерен тип. Баростатичният регулятор 2 е съединен с горивните помпи и увеличава или намалява количеството



Фиг. 98. Осев компресор

на подаваното към горивните камери гориво. С отиване на височина количеството на въздух, навлизащ в двигателя, намалява, поради което следва да се намали и количеството гориво, за да не се обогати сместа. Баростатичният регулятор с отиване във височина намалява количеството подавано към двигателя гориво, а с намаляване на височината го увеличава.

Първоначалното привеждане на двигателя се извършва от стартер 14, представляващ електромотор. Смазването на двигателя се извършва от специално монтирана на двигателя маслена уредба.

Осев компресор. За разлика от центробежния компресор осевият компресор (фиг. 98) се състои не от едно работно колело, а от няколко. Работните колела са поставени на един общ вал, като неопосредствено се редуват с неподвижни изправящи апарати. Едно работно колело и един изправящ апарат образуват така нареченото стъпало на компресора. Съвременните ТуРД с осеви компресори имат над 6 стъпала. За правилно подвеждане на въздуха към работното колело пред компресора се поставя направляващ апарат. Работните колела са поставени на един общ вал и се върят край направляващите апарати. Въртящата се част от компресора — работните колела и валът, се нарича ротор на компресора. Движенето си роторът получава от газова турбина по същия начин както центробежните компресори.

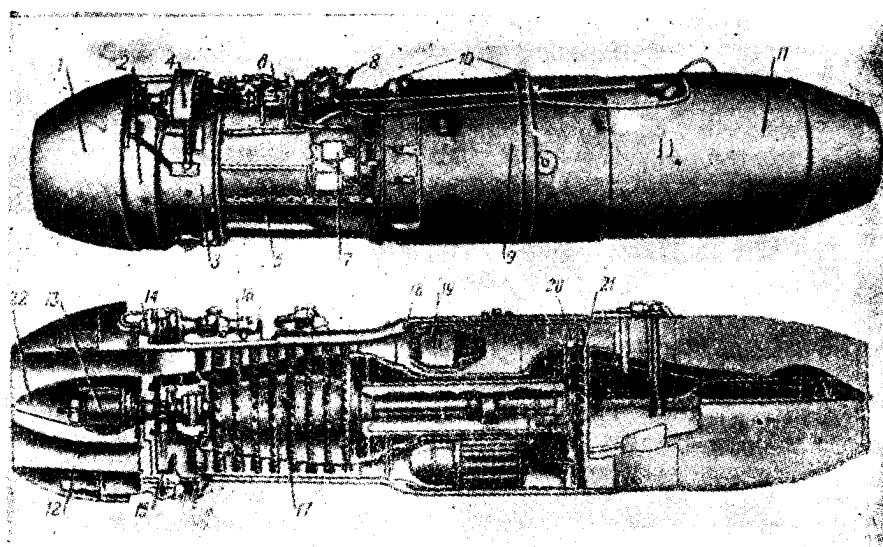
Характерното в осения компресор е това, че профилът на лопатките му приличат на профила на лопатките на самолетното витло.

Засмуканият от компресора въздух преминава през лопатките на направляващия апарат в осево направление. В направляващия апарат въздушният поток претърпява редица изменения, а именно: скоростта му се увеличава, а налягането му пада, като при това получава и едно завъртане.

С цел да се повиши налягането в стъпалото на осения компресор се увеличава тъгълът на подаването на въздуха спрещу въртенето, и

то при условие, че относителната скорост не превишава скоростта на звука.

Лопатките на работното колело образуват канали, като формата на проходното им сечение по направление на посоката на движението на въздуха постепенно се увеличава, като по този начин, когато въз-



Фиг. 99. Общ вид и разрез на турбо-реактивен двигател с осев компресор:

1 — външен обикател; 2 — маслоен резервоар; 3 — корпус на предавките; 4 — кутия на преводите; 5 — компресор; 6 — сервомотор; 7 — занаязане; 8 — ръчка за управление; 9 — обивка; 10 — възли; 11 — сондо; 12 — пристеновиден резервоар за пусково гориво; 13 — пусков мотор; 14 — горивна помпа; 15 — маслоена помпа; 16 — регулатор; 17 — ротор на компресора; 18 — горивна камера; 19 — форсучка; 20 — сондов изгарят на турбината; 21 — работно колело на турбината; 22 — вътрешен обикател

душната струя минава през тях, намалява скоростта си, а налягането расте. Степента на повишаване на налягането на въздуха в едно стъпало не превишиава 1,2—1,3.

При влизане в работното колело и при излизане от изиравяния апарат на едно стъпало скоростите на въздушния поток по величина и направление обикновено са еднакви, като само от последното стъпало въздушният поток излиза в осево направление. При това температурата, налягането и плътността на въздушния поток, преминавайки от стъпало към стъпало, нарастват, а скоростта на въздушния поток остава постоянна, което се постига с намаляване на височината на лопатките. Намаляването височината на лопатките може да се постигне по следните начини:

чрез намаляване външния диаметър на компресора, а вътрешният остава постоянен;

чрез увеличаване вътрешния диаметър на компресора, а външният остава постоянно;

чрез увеличаване двата диаметъра, така че вътрешният да се увеличава по-бързо от външния.

За намаляване дължината на компресора при определена степен на свиване, като най-добър се явява последният начин; обаче в сравнение с другите два той е конструктивно по-сложен.

Осевите компресори имат следните преимущества и недостатъци.

Преимущества — малък вътрешен диаметър; големи разходи на въздух; висок коефициент на полезно действие, като при многостепенните компресори достига до 0,85; конструктивно удобен отвод на въздуха от компресора в горивната камера на двигателя, особено ако конструкцията му е от пръстенообразен тип.

Недостатъци — неустойчиви характеристики, добре работят само при определен оптимален режим; многостепенните компресори увеличават теглото и дължината на компресора.

Общ вид на турбо-реактивен двигател с осев компресор е даден на фиг. 99.

Горивна камера

Един от основните елементи на турбо-реактивните двигатели е горивната камера. В нея се смесва горивото с въздуха и започва процесът горене, а това значи, че от нейната конструкция зависи както пълното изгаряне на горивото, така също и работата на турбината и икономичността на двигателя. Горивната камера работи при много сложни условия. Така например при изгаряне на горивото температурата достига до 2500°C , като за един час в 1 m^3 обем от камерата се отделя топлина от 180 милиона калории. Освен всичко това горивната камера е непрекъснато подложена на така наречената газова корозия. Ето защо към горивните камери се предявяват редица изисквания: горивната камера трябва да обезпечи устойчивост на горивния процес, да има малки загуби, да е огнеупорна, да има минимални размери и т. н.

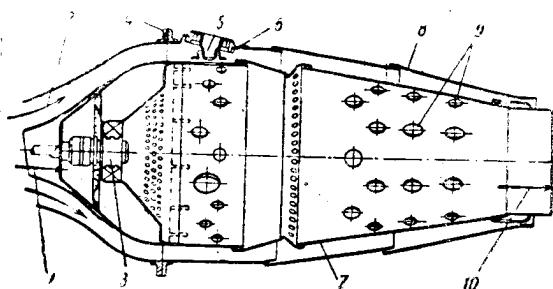
Съвременните горивни камери в повечето случаи удовлетворяват предявяваните към тях изисквания.

Горивните камери на турбо-реактивните двигатели в конструктивно отношение се поделят на три вида: индивидуални, пръстено-видни и блокови.

Най-широко приложение намериха в наши дни индивидуалните горивни камери (фиг. 100). Обикновено всяка индивидуална горивна камера се състои от външен кожух 8 и пламъкова тръба 7. На входа на пламъковата тръба се намира горивна форсунка 3 със завихрител, чрез която се впръсква гориво в горивната камера. Част от въздуха (около 30%) преминава през входа в горивната камера, смесва се с горивото, при което се образува гориво-въздушна смес. Гориво-въздушната смес се запалва от електрическа искра, при което започва горене. Другата част от въздуха преминава между кожуха и пламъковата тръба, охлажда последната и чрез странични отвърстия 9 преминава в горивното пространство. Отделните горивни камери на дни

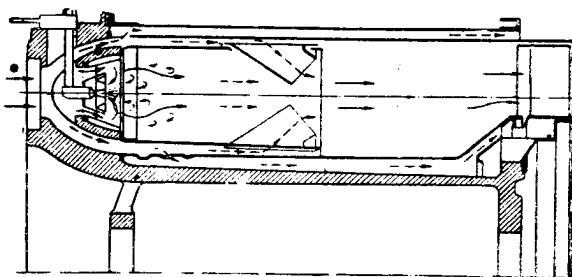
гателя се съединяват помежду си за изравняване на налягането чрез телескопични тръби (съединителни) 5. Всяка горивна камера чрез фланци 4 се закрепва към двигателя.

Индивидуалните горивни камери се поставят на двигателя отделно независимо една от друга, поради което се получава удобството, че



Фиг. 100. Индивидуална горивна камера:
 1 — вход на първичния въздух; 2 — вход на вторичния въздух; 3 — форсунка; 4 — фланец; 5 — съединителна тръба; 6 — цилиндрическа част на кожуха; 7 — огнева тръба; 8 — кожух; 9 — отворение за въздух; 10 — изход на газовете

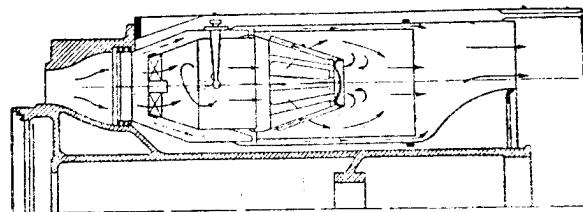
при излизане на някоя камера от строя същата ще може да се замени без това да вреди на останалите.



Фиг. 101. Пръстеновидна горивна камера

Пръстеновидната горивна камера се прави във вид на пръстено-видна плоскост, образувана от две цилиндрични стени с различен диаметър. На фиг. 101 е показана една такава горивна камера. Отличава се с минималното си тегло, което е положително в нея, но е неудобна при експлоатация, тъй като за да се прегледа, е необходимо да се разглоби целият двигател. На входа на горивната камера е поставена форсунката. По външната и вътрешната стена на горивната камера са устроени отвори за подаване на вторичния въздух.

Блоковата горивна камера (фиг. 102) се състои от няколко отделни камери, поставени в общ корпус. Блоковите горивни камери се отличават с голямата си компактност и малко тегло, но са крайно неудобни при експлоатация, тъй като при замяна на една камера се налага да се разглоби целият двигател.

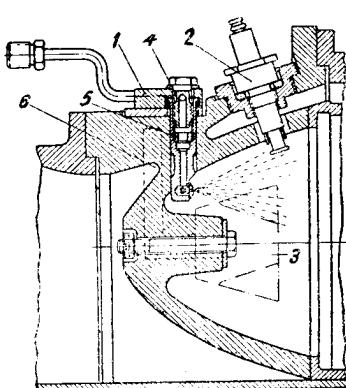


Фиг. 102. Блокова горивна камера

Горивни форсунки

Предназначението на форсунките е да разпръснат във вид на мъгла горивото в горивната камера. Те биват пускови и работни форсунки. Всяка горивна камера е снабдена с работна горивна форсунка, а няколко от горивните камери на двигателя (обикновено две за сигурност в работата) имат освен работни форсунки и пускови.

Назначението на пусковите форсунки е при първоначално пускане на двигателя да впръснат необходимото количество гориво в дадената горивна камера. При това те са снабдени и със запално устройство, предизвикващо запалване на горивната смес. На фиг. 103 е показано пусковото устройство на една горивна камера, състояща се от пускова форсунка 1, снабдена с мрежестите филтри 4 и 5, и пускова свещ 2 за запалване на гориво-въздушната смес. Както се вижда от фигурата, горивната камера е снабдена и с работна горивна форсунка 6, чрез която основните горивни форсунки.

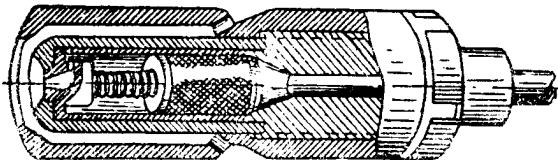


Фиг. 103. Пусково устройство на горивната камера:
1 — пускова форсунка; 2 — пускова свещ;
3 — горелка; 4 и 5 — мрежест филтър; 6 — основна форсунка

При съвременните турбо-реактивни двигатели намериха широко приложение така наречените открыти работни форсунки (фиг. 104) с подвеждане на въздух. На такива форсунки са поставени завихрители,

които имат коси канали за завъртане и добро разпръскване на горивото в горивната камера по подобие на лозопръскачките.

Друг вид форсунки са така наречените двуканални форсунки (фиг. 105). При тези форсунки горивото влиза по две тръбички (основна

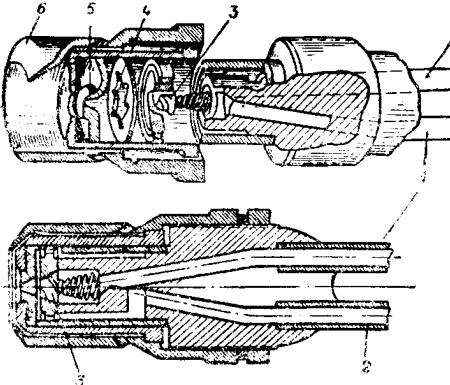


Фиг. 104. Горивна форсунка с подвеждане на въздух

и пускова). От основната тръбичка 2 горивото отива в завихрителя 3, а оттам в пластинчатия завихрител 4 и чрез прорезите влиза във вихровата камера на калпачока 6 чрез соплото 5. От пусковата тръбичка 1 горивото, минавайки през специалните канали на пусковия завихрител 3, попада във вихровата камера и оттам в горивната камера.

При малък газ на двигателя горивото влиза във форсунката само през пусковия канал. При повишен разход горивото влиза по двете тръбички.

Преимущество на двуканалните форсунки пред другите е това, че при тях се осигурява много добро разпръскване на горивото при всички режими на работа на горивната камера.



Фиг. 105. Двуканална горивна форсунка:
1 — пускова тръбичка; 2 — основна тръбичка;
3 — завихрител; 4) пластинчат завихрител; 5 — сопло;
6 — къздунчен калпачок

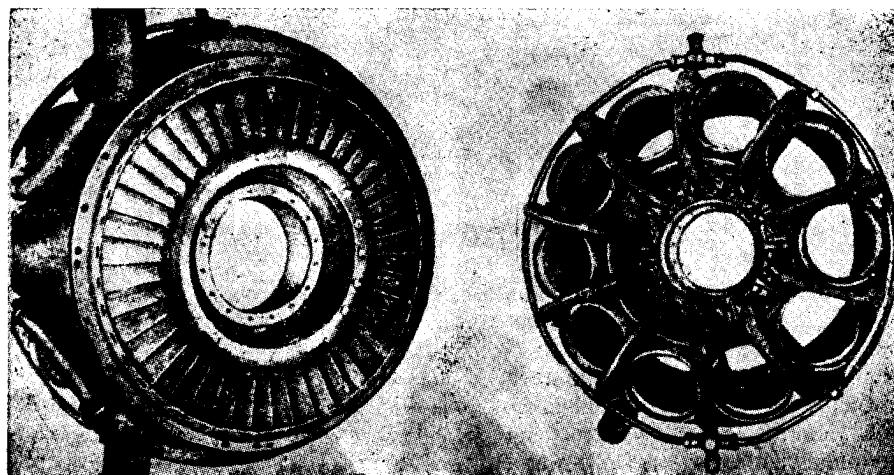
Соплов апарат

Излизайки от горивната камера, газовият поток влиза в сопловия апарат (фиг. 106), където потенциалната енергия на газа се преобразува в кинетична. Скоростта на газовия поток се увеличава за сметка на налягането и температурата, които се намаляват.

Сопловият апарат представлява корпус, снабден с редица криволинейни канали, образувани от направляващи лопатки със специална форма и два концентрично разположени пръстена, които служат за закрепване на лопатките. В по-голямата си част каналите на лопатките са стеснени, като на изхода образуват неголямо пространство. Скоростта на газовия поток в стесняващата се част на соплото не преви-

шава местната скорост на звука, обаче в края, където пространството е увеличено, може да стане равна и по-голяма от скоростта на звука.

Сопловите апарати с разширено накрая пространство работят задоволително при работа на двигателя на променливи режими, като



Фиг. 106. Соплов апарат на газова турбина

могат да осигурят с малки загуби получаването на дозвукови скорости. Загубите на кинетична енергия в сопловите апарати поради наличието на хидравлични съпротивления не превишават от два до четири процента.

Обтичането на лопатките на сопловия апарат от газовия поток става с голяма температура (700 — 800°C), поради което възниква необходимостта за охлаждане, което става посредством въздух, пущащ се да преминава през кухините на лопатките, като по този начин се отнема част от температурата им.

Газова турбина

Предназначението на газовата турбина на турбо-реактивните двигатели е, използвайки потенциалната енергия на газовата струя, да приведе в движение компресора и всички спомагателни агрегати на двигателя.

Газовата турбина се състои от работно колело — диск, снабден с работни лопатки. Работното колело чрез диска е съединено неподвижно с вала на турбината, чрез който се придава движение на компресора и на останалите агрегати на двигателя. Работното колело е поставено в специален кожух — стоманен корпус на газовата турбина.

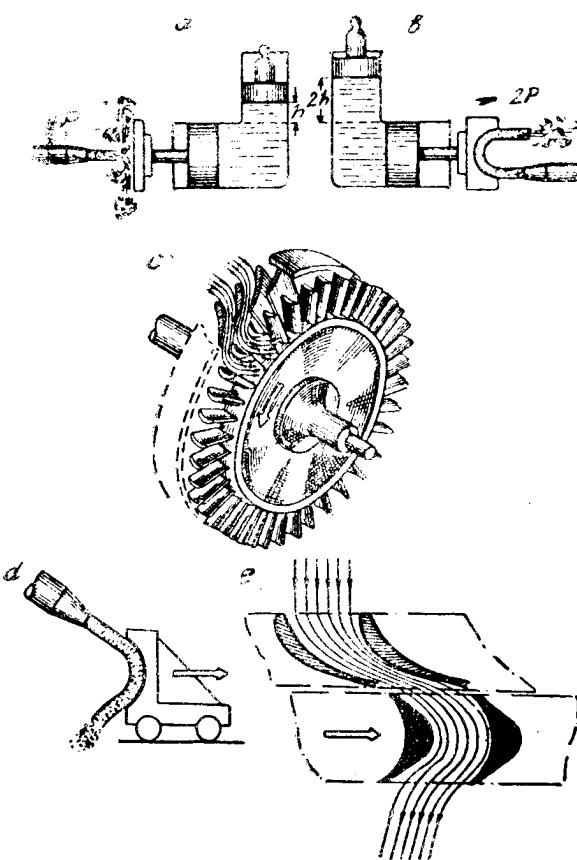
Лопатките на турбината, които могат да бъдат от 40—60 броя, са съединени с диска на турбината посредством болт, клин или елхон.

образно. Профилът им е симетричен и са вдлъбнати по причини, които по-долу ще разгледаме. Поради това че условията на работа на газовата турбина са много сложни, подложена е на големи механични и температурни натоварвания, лопатките на турбината се правят от висококачествени огнеупорни сплави, които имат достатъчна якост и еластичност при високи температури и големи обороти.

От физиката знаем, че ако отправим струя от течност или газ срещу някое тяло, то тази струя ще му окаже налягане, като същевременно ще се стреми да му предаде и своята скорост. Това налягане ще зависи от скоростта на струята, от формата на повърхността на тялото и от ъгъла, под който се подвежда струята към повърхността на тялото.

От фиг. 107, a се вижда, че отправеният перпендикулярно на правата плоскост на буталото газов поток ще повдигне дадената тежест на височина h . Ако обаче на същата плоскост се даде такава подходяща форма, че газовият поток да може да измени своето направление на 180° , то буталото ще извърши двойно по-голяма работа, т. е. ще повдигне споменатата тежест на височина $2h$. Това е така, защото вследствие на измененото направление на потока се появява една допълнителна сила — силата на реакцията на връщання се назад газов поток (фиг. 107, b).

Ако при турбо-реактивните двигатели газовият поток връхлита перпендикулярно на лопатките на турбината също както при приведения пример, ще имаме големи загуби на енергия. За избягване на това лопатките на турбината се дава такава подходяща форма, че струята



Фиг. 107. Газова турбина и нейният принцип на действие

плавно да ги обтече и промени своето направление. Колкото повече направлението се изменя към 180° , толкова по-голяма сила на налягане ще се получи върху лопатките на турбината. Обаче до този момент нито една турбина няма такива лопатки. Досега са постигнати ъгли на отклонение до 100 — 120° , от което се вижда, че още не може да имаме пълното налягане на струята върху лопатките на газовата турбина (фиг. 107, *c, d, e*).

Газовата турбина получава въртеливо движение от газовия поток поради това, че газовете, обтичайки лопатките на турбината, променят направлението на своето движение в съответствие с формата на канала, налягат върху вдлъбнатините на лопатките, които спират тяхното право-линейно движение, с толкова по-голяма сила, колкото е по-голяма скоростта на газовете и колкото огънатостта (вдлъбнатостта) на лопатките е по-голяма.

Действуващата върху лопатките на колелото сила, получена като резултат на изменението в направлението на скоростта на газовете, е позната под името активна сила. Освен нея върху лопатките на газовата турбина действува и силата, появила се в резултат на изменението на величината на относителната скорост на газовия поток в междулопатъчните канали на турбината. Последната е позната под името реактивна сила. Двете сили, действуващи върху лопатките на работното колело, привеждат в движение диска на турбината, вала, компресора и останалите спомагателни агрегати от двигателя.

Газовите турbinи могат да бъдат поделени на активна и реактивна газова турбина.

Газова турбина, при която налягането на газа в работното колело не се изменя и въртенето става само за сметка на кинетичната енергия на струята, се нарича турбина с постоянно налягане или още активна турбина. Тя има следните особености:

намаляването на температурата и налягането и увеличаването на скоростта на газа става само в сопловия апарат;

намаляването на кинетичната енергия на газовия поток се извършва само в работното колело, а налягането и температурата на газа практически остават постоянни;

липсват осеви усилия на вала на турбината.

Газова турбина, в която за сметка на намалението на топлинната енергия се създава механическа енергия на въртенето както в сопловния апарат, така и в самото работно колело, се нарича реактивна турбина. Тя има следните особености:

намаляването на топлинната енергия на газа се извършва не само в сопловия апарат, но и в работното колело;

механическа енергия за въртене на вала се получава за сметка на топлинното съдържание и кинетичната енергия на газовия поток;

на вала на турбината действува осево усилие.

Лопатките на активната турбина и лопатките на реактивната турбина рязко се различават една от друга. Докато лопатките на активната турбина са симетрични и удебелени в средната си част, то лопат-

ките на реактивната турбина имат удебеление само на предния ръб и са изтеглени назад към опашната част.

За намаляване на температурните натоварвания се практикува въздушно охлаждане на диска и лопатките на турбината.

Най-добрият начин за охлаждане лопатките на газовата турбина се е окказало охлаждането им със сгъстен въздух отвътре. За тази цел лопатките на някои турбии се правят кухи.

От компресора сгъстеният въздух по тръба навлиза във вътрешната кухина на турбината, която се образува от диска и страните на ротора. Оттам по хоризонталното отвърстие сгъстеният въздух влиза от две посоки вътре в лопатката. В кухата част на лопатката се намира така наречената направляваща сърцевина, която служи за правилното подвеждане на сгъстения въздух към нагретите стени. Под действието на центробежни сили използваният въздух след охлаждането се отвежда навън. Благодарение на това охлаждане на лопатките някои двигатели могат да увеличат температурата пред турбината до 850° С. На турбо-реактивните двигатели е предвидено специално подвеждане на въздуха за охлаждане на предната и задната страна на диска на газовата турбина.

Реактивно сопло

Газовете, излизайки от турбината, отиват в реактивното сопло (фиг. 108), където продължават да се разширяват.

Предназначението на реактивното сопло е да преобърне при минимални загуби потенциалната енергия на газовия поток в кинетична, като впоследствие я преобразува в изхода на соплото в реактивна теглителна сила.

Реактивното сопло на съвременните турбо-реактивни двигатели има формата на стесняващ се канал с пръстеновидно сечение, в който се монтира неподвижен или подвижен конус. В сопло със сечение с такава форма може да се получи скорост на изтичашите газове, непревишаваща местната скорост на звука. В някои случаи между турбината и реактивното сопло се поставя преходна тръба с форма на дифузор, където газовият поток намалява скоростта си, а увеличава налягането си. За увеличаване на теглителната сила на някои двигатели в преходната тръба се поставят допълнителни горивни камери, в които се осъществява вторично изгаряне на горивото.

В соплото може да се получи иълно разширение на газа до външното противоналягане само в случай, че отношението на налягането в соплото е по-голямо от критическото; и обратно, ако отношението на налягането е по-малко от критическото, то разширението на газа в соплото не е пълно.

При непълното разширение на газа реактивната теглителна сила се намалява, понеже скоростта на изтичане на газовия поток е по-малка от скоростта на газовете, изтичани през стесняващо-разширяващо се сопло (соплото на Лавал).

При непълното разширяване на изхода на соплото се получава повищено противоналягане, където благодарение на разликата на статическите налягания се появява допълнителна реактивна теглителна сила, която увеличава до известна степен общата теглителна сила, която се изразява с формулата

$$R = \frac{G}{g} (W - V).$$

При турбо-реактивните двигатели соплото на Лавал не намери приложение, тъй като то работи добре само при разчетени режими.

В случай че отношението на налягането стане по-голямо от разчетното, което може да се появи при малки обороти на двигателния, в соплото ще се появи скок на налягането, като същевременно ще се получи откъсване

Фиг. 108. Реактивно сопло с неподвижен конус

на потока и завихряне, а накрая като резултат на всичко това реактивната теглителна сила бързо ще спадне.

Обратно, ако отношението на наляганията е по-малко от разчетното, в соплото на двигателния ще се получи непълно разширение на газовия поток, като на изходното сечение на соплото ще се появят ударни вълни. И тук, както и при първия случай, реактивната теглителна сила на двигателя също се намалява.

При променливи налягания и разходи на газ стесняващото сопло работи много добре.

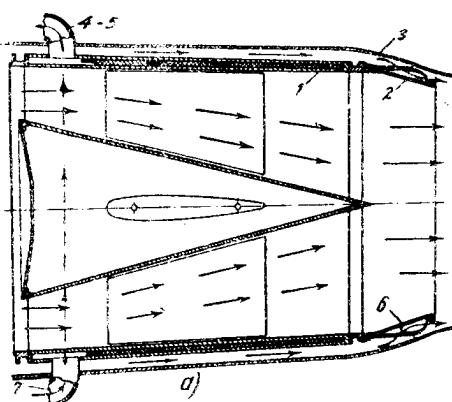
Когато реактивното сопло на турбо-реактивните двигатели работи на свръхзвукови скорости на газовия поток, то за добрата му работа на различните режими е необходимо неговото сечение да се регулира с помощта на подвижен конус.

Характеристики на турбо-реактивния двигател

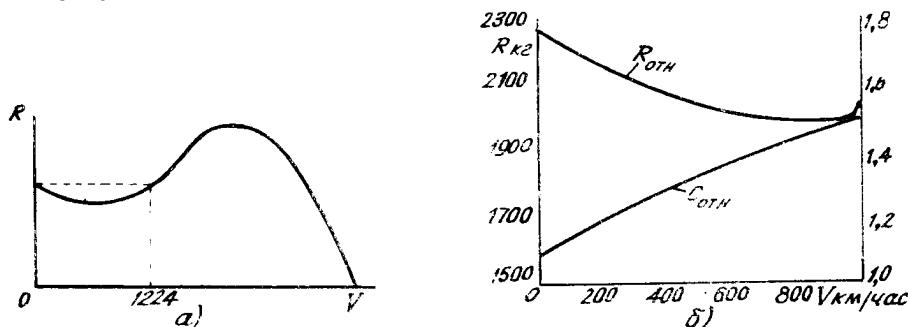
Кривите, които показват изменението на теглителната сила и относителния разход на горивото в зависимост от скоростта и височината на полета, а така също и от оборотите на турбината, се наричат характеристики на турбо-реактивните двигатели.

Скоростна характеристика на турбо-реактивния двигател. Теглителната сила на двигателя зависи от секундния разход на въздуха и от величината на относителната теглителна сила: $R = G_{\text{сек}} \cdot R_{\text{отн.}}$.

С увеличаване скоростта на полета секундният разход на въздуха се увеличава, което се дължи на увеличаването на плътността на въздуха, постъпващ в компресора.



С увеличаване скоростта на полета относителната теглителна сила постепенно намалява поради това, че с увеличаване скоростта на полета скоростта на изтичане на газовете от реактивното сопло при постоянна температура t_3 малко се изменя, поради което разликата в скоростите



Фиг. 109. Скоростна характеристика на турбо-реактивния двигател

$(W_5 - V_0)$, която определя теглителната сила на двигателя, намалява. От формулата за теглителната сила

$$R = \frac{G}{g} (W - V)$$

следва, че максимално значение реактивната теглителна сила има, когато двигателят работи на земята

$$V_0 = 0; R = \frac{G}{g} W.$$

Така например, ако при скорост на полета $V_0 = 0$, скоростта на газовете $W_5 = 700 \text{ м/сек}$ и $W_5 - V_0 = 700 \text{ м/сек}$, то при скорост $V_0 = 350 \text{ м/сек}$ $W_5 = 750 \text{ м/сек}$ и $W_5 - V_0 = 400 \text{ м/сек}$.

Относителната теглителна сила $R_{отн}$ при малки скорости на полета намалява по-интензивно, отколкото нараства разходът на въздуха, поради което теглителната сила на двигателя намалява (фиг. 109).

При скорости на летене 180—200 м/сек теглителната сила достига най-малко значение, а при по-нататъшно увеличаване на скоростта отново нараства, понеже разходът на въздуха се увеличава по-бързо, отколкото спадането на относителната теглителна сила.

Реактивната теглителна сила на двигателя достига най-голяма величина при скорост на полета, превишаваща скоростта на звука около 1,5 пъти, след което отново започва да пада и при скорости на полета, равни на скоростта на изтичашите от соплото газове $V_0 = W_5$, спада до нула.

Изменението на относителния разход на горивото зависи от изменението на относителната теглителна сила и от коефициента на излишния въздух :

$$C_{отн} = \frac{3600}{\alpha L_0 R_{отн}}.$$

С увеличаване на скоростта на летенето ще се увеличава и степента на повишаване на налягането на скоростния напор, поради което температурата на въздуха зад компресора t_2 също ще се повиши. Когато газовият поток излиза от горивната камера с постоянна температура t_3 , увеличението на температурата t_2 причинява обедняване на горивната смес, понеже увеличава коефициента на излишния въздух.

На фиг. 103 е изобразено изменението на теглителната сила на турбо-реактивния двигател от скоростта на летенето. От фигурата се вижда, че теглителната сила при работа на двигателя на земя $V_0 = 0$ има известно значение, след което с увеличаване на скоростта на летене намалява и при $V = 180 \div 200 \text{ м/сек}$ става минимална, след това се увеличава поради увеличаването на секундния въздух, преминаващ през двигателя, и при скорост на летене $V = 500 \div 600 \text{ м/сек}$ достига своето максимално значение, след което силно спада, тъй като $W - V$ става минимално.

Относителният разход на горивото с увеличаване скоростта на полета нараства (при постоянно количество на сместа) поради това, че коефициентът на излишния въздух α нараства по-бавно, отколкото се намалява относителната теглителна сила.

Да видим какво въздействие оказва скоростта на летенето върху километровия разход на горивото при постоянни обороти на двигателя.

Километровият разход на гориво е отношение на часовия разход на горивото към скоростта на летенето.

С увеличаване скоростта на летене разходът на въздуха през компресора расте по-бавно, отколкото скоростта на летенето, от което следва, че километровият разход на горивото с увеличаване скоростта на полета се намалява, а оттук и изводът, че летенията с големи скорости и на големи височини са по-икономични.

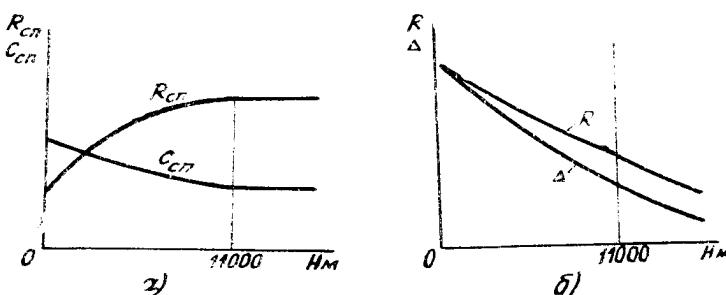
Височинни характеристики на турбо-реактивните двигатели. За построяването на височинна характеристика на турбо-реактивните двигатели се спазва условието, че през време на летене скоростта на полета, оборотите на турбината, температурата на газовете в горивната камера t_3 и коефициентът на полезното действие на турбината и компресора остават постоянни. При това условие работата, изразходвана за свиване на 1 кг въздух на различни височини, остава постоянна.

С изкачване на височина температурата и налягането на обкръжаващия въздух непрекъснато намаляват. Температурата на въздуха намалява до известна височина — 11 000 м, след което остава постоянна $-56,5^\circ\text{C}$, а налягането независимо от височината продължава да пада. Намаляването на температурата на въздуха и намаляването на постоянната работа, изразходвана за свиване на 1 кг въздух, довеждат до увеличаване на налягането на въздуха от компресора и от скоростния напор, поради което налягането зад компресора P_2 спада по-бавно, отколкото обкръжаващото налягане.

Поради увеличаване степента на повишаване на налягането работата на разширяване на газовете в двигателя се увеличава. При постоянно работа на свиване увеличаването на работата на разширяване

увеличава скоростта на газовете на излизане от реактивното сопло W_b , а оттам и относителната теглителна сила.

При изкачване на височина поради спадане на температурата до 11 км секундният разход на въздуха намалява по-бавно, отколкото



Фиг. 110. Височинна характеристика на турбо-реактивния двигател

спада налягането на обкръжаващата среда. Ако се продължи изкачването от 11 км нагоре, то относителната теглителна сила ще се запази постоянна, а разходът на въздуха ще започне да спада пропорционално на външното налягане.

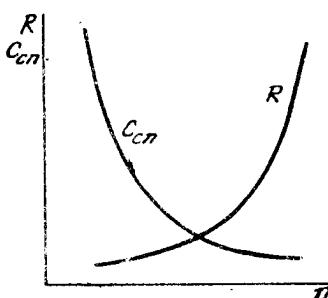
От всичко това следва, че до височина 11 км теглителната сила на двигателя намалява нечувствително а оттам нагоре започва бързо да спада (фиг. 110).

До 11 км относителният разход на горивото намалява по-бавно вследствие увеличаване степента на повишаване на налягането, а след 11 км височина относителният разход на горивото остава постоянно.

Оборотна характеристика на турбо-реактивния двигател се нарича зависимостта на теглителната сила и на относителния разход на горивото от числото на оборотите (фиг. 111). От фигурата се вижда, че с увеличаване числото на оборотите на двигателя се увеличава степента на налягането на компресора, поради което относителната теглителна сила на двигателя нараства, а относителният разход на гориво намалява.

Преимущества и недостатъци на турбо-реактивните двигатели. Област на приложение

При летене със скорост около 1000 км/час турбо-реактивният двигател се явява основен тип авиационен двигател в самолетостроенето.



Фиг. 111. Оборотна характеристика на турбо-реактивния двигател

Неговите положителни качества са: развива голяма теглителна сила; има малки размери; в сравнение с буталния двигател има малко относително тегло; с изкачване на височина относителният разход на гориво намалява; с увеличаване на скоростта километровият разход на гориво намалява; има просто устройство и управление; не е възискателен в избора на гориво.

Недостатъци на турбо-реактивния двигател са: при излитането развива малка теглителна сила; бавно преминава от малки на пълни оброти; с изкачване на височина теглителната сила намалява.

Описаните дотук положителни и отрицателни страни на турбо-реактивния двигател определят, че той може да бъде приложен при самолети с големи скорости (над 850 км/час) и умерени височини (15—20 км). Турбо-реактивните двигатели намериха широко приложение в самолетостроенето за военни цели, особено при изтребителите, скоростните бомбардировачи и някои многоцелеви самолети.

При гражданската и транспортната авиация, чиито скорости са 600—1000 км/час, като основен двигател се прилага както турбовитловият реактивен двигател, така също и турбо-реактивният двигател.

При летене на свръхзвукови скорости с турбо-реактивен двигател се получава следното: с увеличаване скоростта на летенето расте и скоростният напор. Налигането и температурата на въздуха, постъпващи в двигателя, се увеличава, вследствие на което компресорът става излишен. При тези скорости намира приложение правопоточният (безкомпресорен) реактивен двигател.

8. ТУРБОВИТЛОВИ ДВИГАТЕЛИ

Устройство и принцип на работа

Турбо-реактивен двигател, газовата турбина на който развива полетна мощност, отколкото е необходима за въртене на компресора и спомагателните агрегати на двигателя, и излишъкът от мощност отива за въртене на въздушно витло, се нарича турбовитлов двигател (ТВД).

Създаването на турбовитловия двигател е доведено от необходимостта да се създаде двигателна установка, чрез която да се увеличи значително теглителната сила при излитането и при летене на малки и средни скорости, да се намали големият разход на гориво при малки скорости на летене и да се създаде сигурно работещ турбо-реактивен двигател, позволяващ да се използува за транспортни самолети с голям район на действие.

Турбовитловият двигател спада към числото на смесените авиационни двигатели, при които теглителната сила се създава от въздушното витло и частично от реакцията на излизящите от реактивното сопло изгорели газове.

Принципна схема на турбовитлов двигател е показана на фиг. 112. От схемата се вижда, че турбовитловият двигател се състои от същите основни елементи както турбо-реактивният двигател, а именно: входно устройство (въздухозаборник), предназначението на което е да под-

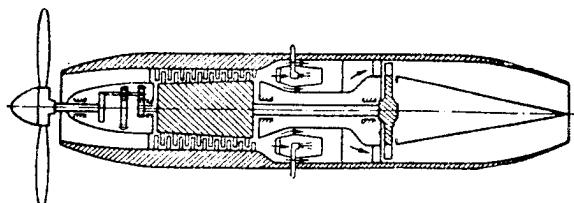
веде въздуха от околната среда към компресора; компресор — да компресира въздуха; горивни камери, в които се произвежда горенето; газова турбина, която при турбовитловия двигател освен за привеждане в действие на компресора служи и да приведе във въртеливо движение въздушното витло, и реактивно сопло. Освен това турбовитловият двигател е снабден с въздушно витло и редуктор. Редукторът има предназначение да предаде намалени оборотите на турбинния вал на вала на въздушното витло, тъй като оборотите на витлото са сравнително много по-малки от оборотите на турбината. Предатъчното число на редуктора достига до 1:14.

Компресорите в турбовитловите двигатели могат да бъдат осеви, центробежни или комбинирани. Комбинирианият компресор се състои от осев и последователно съединен с него центробежен компресор. Последният намира все по-широко приложение, тъй като позволява да се повиши значително коефициентът на полезно действие на компресора.

Особеност на турбовитловите двигатели в сравнение с турбо-реактивните двигатели е наличността в турбовитловите двигатели на многостепенчата газова турбина. Обяснява се с това, че за въртене на въздушното витло е необходима голяма мощност. Мощността от газовата турбина, придавана на витлото, съставлява от 75 до 90% от цялата разполагаема енергия на газа, а само 25 до 10% от енергията се изразходва за създаване на реактивна сила в реактивното сопло на двигателя. При съвременните турбовитлови двигатели степените на турбините не са по-малко от две и достигат в много случаи до шест.

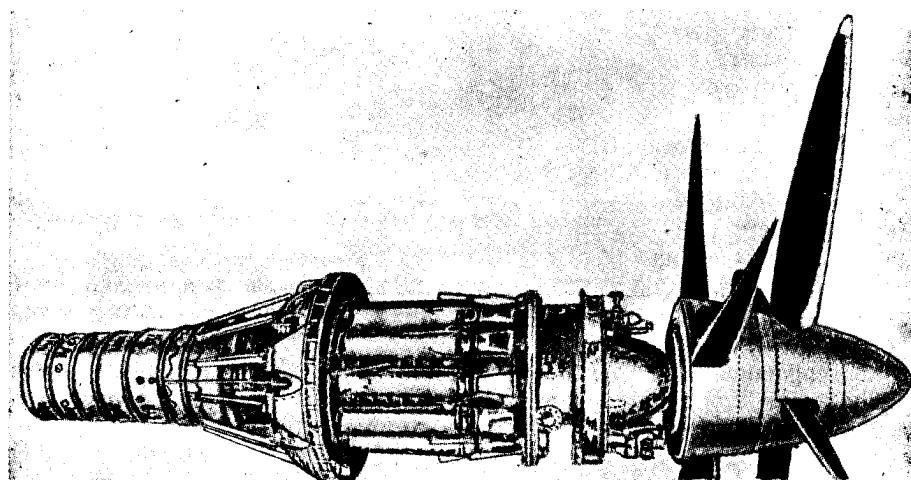
Освен с една турбина, която привежда в движение едновременно въздушното витло и компресора, в практиката се срещат и турбовитлови двигатели с две турбии, при които едната турбина служи да привежда във въртеливо движение компресора, а другата — витлото. Преимуществото на тези двигатели се състои в това, че числото на оборотите на турбината на витлото може да се изменя в широки граници, при това не зависи от числото на оборотите на турбината на компресора. Това е много важно, тъй като компресорът ще има възможност да се върти с големи числа обороти. Наред с това обаче такава схема е трудно изпълнима в конструктивно отношение.

Работният процес в турбовитловия двигател не се различава съществено от този на турбо-реактивния двигател. Свиването на въздуха се извършва в компресора, а при летене — и от скоростния напор. На входа на двигателя при летене скоростта на въздуха намалява, в резултат на което се повишава налягането и температурата му. Основ-



Фиг. 112. Принципна схема на турбовитловия двигател

ното свиване на въздуха обаче се извършва от компресора, тъй като от скоростния напор то е незначително и може да достигне едва 1,2—1,3. Въздухът от компресора постъпва в горивните камери, където заедно с горивото образува гориво-въздушна смес и се произвежда го-



Фиг. 113. Общ вид на турбовитлов двигател

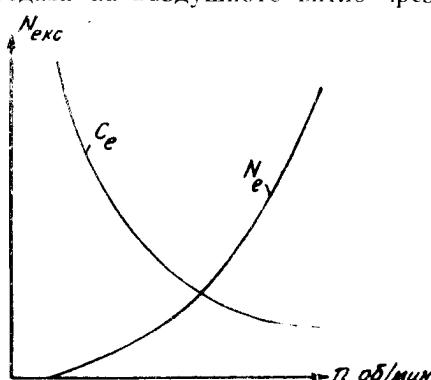
ренето. Газовият поток от горивните камери постъпва в газовата турбина, разширява се и произвежда работа, която посредством вал се предава на въздушното витло чрез редуктор и на компресора.

Другата част от енергията на изгорелите газове се образува в кинетична енергия при изтичането си в реактивното сопло, където се създава реактивна теглителна сила.

Общият вид на ТВД е показан на фиг. 113.

Характеристики на турбовитловите двигатели

Характеристики на турбовитловия двигател се наричат кривите, които показват изменението на зависимостта на еквивалентната мощност (мощността, предадена на витлото и отишла за реактивна теглителна сила) и специфичният разход на горивото от броя на оборотите, височината и скоростта на полета.



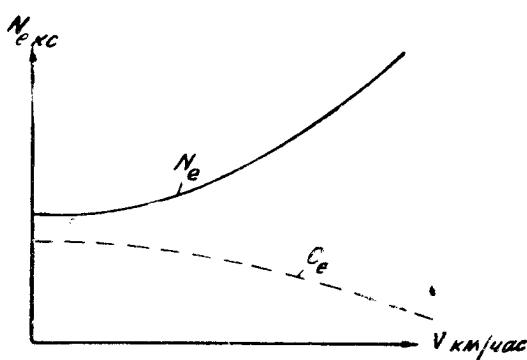
Фиг. 114. Оборотна характеристика на турбовитловия двигател

теглителна сила) и специфичният разход на горивото от броя на оборотите, височината и скоростта на полета.

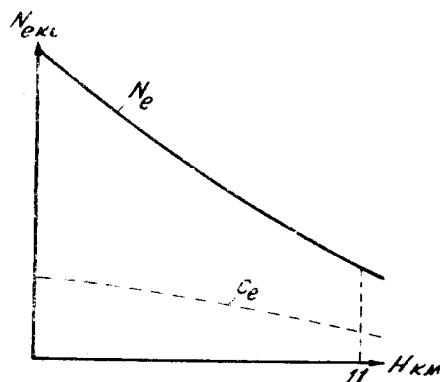
В съответствие с това се различават три вида характеристики:
Оборотна характеристика на турбовитловия двигател (фиг. 114) се нарича зависимостта на мощността, предавана на витлото, и относителния разход на горивото от броя на оборотите при дадена височина и дадена скорост на летене. От фигурана се вижда че с нарастване на броя на оборотите мощността на турбовитловия двигател се увеличава, тъй като се увеличава разходът на въздуха, степента на повишаването на налягането и нарастването на температурата в горивната камера. Специфичният разход на горивото намалява поради увеличаване налягането и температурата в горивната камера.

Скоростна характеристика на турбовитловия двигател (фиг. 115) се нарича зависимостта на мощността, предавана на витлото и относителния разход на горивото от скоростта на летене на дадена височина при постоянен брой на оборотите. От фигурана се вижда, че с увеличаване скоростта на летене ефективната мощност на турбовитловия двигател нараства поради увеличаване разхода на въздуха и повишаване на налягането за сметка на скоростния напор. Относителният разход на горивото на турбовитловия двигател нараства с увеличаване скоростта на летене, тъй като относителната теглителна сила на двигателя намалява (увеличава се степента на повишаване на налягането).

Височинна характеристика на турбовитловия двигател (фиг. 116) се нарича зависимостта на мощността, предавана на витлото, и относителния разход на горивото от височината на летене при дадена скорост на летене и при постоянен брой на оборотите на двигателя. От фигурана се вижда, че с изкачване на височина ефективната мощност се намалява, тъй като намалява гъстотата на въздуха и оттук намалява разходът на горивото. Относителният разход на горивото намалява поради увеличаване степента на повишаване на налягането вследствие намаляване температурата на въздуха.



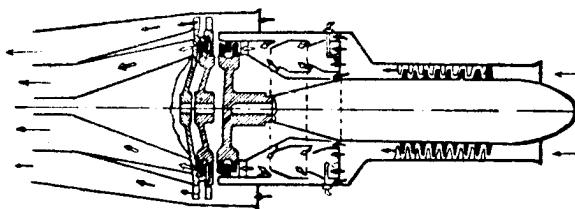
Фиг. 115. Скоростна характеристика на турбовитловия двигател



Фиг. 116. Височинна характеристика на турбовитловия двигател

9. ДВУКОНТУРНИ ТУРБО-РЕАКТИВНИ ДВИГАТЕЛИ

Газотурбинен реактивен двигател, при който част от теглителната сила се създава от реакцията на излизания от двигателя газов поток, а останалата част — от реакцията на отхвърлената маса на работното



Фиг. 117. Принципна схема на двуконтурен турбо-реактивен двигател

вещество — от вграден ниско нагнетателен компресор, привеждан в движение от газовата турбина, се нарича двуконтурен турбо-реактивен двигател.

Създаването на двуконтурни турбо-реактивни двигатели се е предизвиквало от необходимостта за премахване на въздушните витла при турбовитловите двигатели, които при големи скорости на полета имат нисък коефициент на полезно действие. Премахването на въздушното витло става благодарение на вграждането на турбо-реактивния двигател втори контур, в който се поставя нисконагнетателен компресор, представляващ високонагнетателно въздушно витло, поставено в тунела, образуван между двета контура.

Принципна схема на двуконтурен турбо-реактивен двигател е показана на фиг. 117.

От фигурата се вижда, че двигателят има два контура — външен и вътрешен. Вътрешният контур не се различава по същество от обикновения турбовитлов двигател. Работният процес във вътрешния контур също не се различава от работния процес в турбовитловия двигател. Компресорът нагнетава въздуха в горивната камера, където се впръска гориво и се произвежда горенето. Изгорелите газове се връхлитат върху турбината, привеждат я в движение, турбината чрез вала предава това движение на компресора и останалите спомагателни агрегати на двигателя. Тук обаче за разлика от турбовитловия двигател излишната мощност на турбината не се предава на въздушно витло, а за привеждане в движение на вградения във външния контур компресор.

Компресорът на външния контур не представлява нищо друго освен високооборотно и високонагнетателно витло, поставено във въздушния тунел, през който преминава допълнително количество въздух, независимо от въздуха, който влиза във вътрешния (основния) контур. Компресорът се явява като продължение на турбината, свързан е непосредствено с нея, т. е. лопатките на газовата турбина са удължени

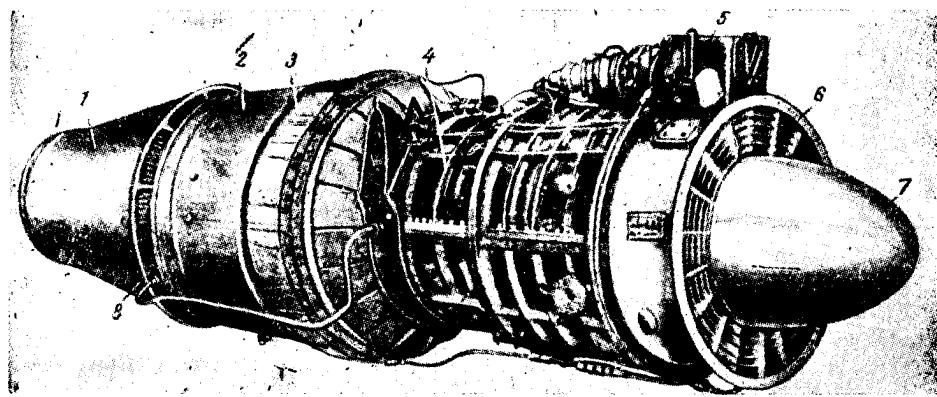
и превърнати в лопатки на споменатия компресор. Това принуждава компресора на външния корпус да се движи с оборотите на турбината, обаче по този начин се избягва редукторът на турбовитловия двигател, служещ за предаване намалени обороти на газовата турбина на въздушното витло, което до голяма степен опростява конструкцията на двигателя и го прави по-компактен. Сгъстеният от компресора въздух се изхвърля посредством реактивно сопло на външния контур, независимо от реактивното сопло на вътрешния контур.

Тунелното разположение на компресора на външния контур позволява при необходимост да се увеличи теглителната сила по пътя на впръскване на допълнително гориво и изгарянето му зад компресора, при което се увеличава скоростта на изтичащите газове. Но независимо от това тунелното разположение на компресора позволява да се получи голям коефициент на полезно действие на компресора при големи скорости на летене. Предаването на част от излишната енергия на компресора на външния контур от турбината води до намаляване скоростта на изтичането на изгорелите газове в реактивното сопло на вътрешния контур, а тъй като скоростта на въздуха след компресора на външния контур е в сравнение със скоростта на изгорелите газове малка, то всичко това води до увеличаване на общия полетен коефициент на полезно действие на обикновения турбовитлов двигател.

Преминаващата маса въздух през външния контур както при турбовитловите двигатели увеличава теглителната сила на двуконтурния реактивен двигател в сравнение с обикновения газотурбинен двигател, ако последният по мощност е равен на мощността на вътрешния контур на двуконтурния турбореактивен двигател. При това двуконтурният двигател ще има по-големи диаметрални размери. Ако турбо-реактивният двигател и двуконтурният турбо-реактивен двигател са с еднакви външни размери (диаметрални), то мощността на обикновения турбо-реактивен двигател ще е по-голяма от тая на двуконтурния. Това идва в резултат на малката скорост на изтичане на газовия поток от външния и вътрешния контур на двуконтурния двигател. В резултат на тая причина двуконтурният турбо-реактивен двигател има малък в сравнение с турбо-реактивния двигател относителен разход на гориво на малки скорости. На големи скорости на летене преимуществото на двуконтурния турбо-реактивен двигател в малкия относителен разход на гориво по отношение на турбо-реактивния двигател изчезва. Оттук изводът, че двуконтурният турбо-реактивен двигател има преимущество пред турбо-реактивния двигател само на малки и средни скорости, обаче при използване допълнително изгаряне на гориво във външния контур същите могат да намерят немалко приложение в самолетостроенето.

Общ вид на един двуконтурен турбо-реактивен двигател е показан на фиг. 118. Двигателят има два контура — вътрешен и външен. Вътрешният контур на двигателя не се отличава от обикновения турбо-реактивен двигател. Въздухът за компресора на вътрешния контур преминава през входа 6. Обтикателят 7 служи за плавното подаване на въздуха към входното устройство. Двигателят е снабден с девет-

степенен осев компресор, намиращ се под кожуха 4, привеждащ се от двустепенчата турбина. Изгарянето на горивото се извършва в пръстеновидна горивна камера, намираща се под кожуха 2, откъдето изгорелите газове преминават през двустепенчата газова турбина, а след това



Фиг. 118. Общ вид на двуконтурен турбо-реактивен двигател :

1 — реактивно сопло ; 2 — кожух на горивната камера ; 3 — форсунка ; 4 — кожух на компресора ;
5 — картер на превода на агрегатите ; 6 — вход за въздуха в компресора ; 7 — обтискател ;
8 — вход на въздуха за компресора във втория контур

през втора четиристепенчата турбина и посредством реактивното сопло 1 се изхвърлят навън. Горивото за горивните камери се подава чрез форсунките 3.

Четиристепенчатата турбина привежда в движение компресора на външния контур, който загребва въздух от входа 8. Компресорът на външния контур е двустепенчаш с два реда лопатки, въртящи се в различни посоки. Въздухът след компресора се изхвърля навън чрез кръгло изходно сопло.

Основните данни на този двигател на максимален режим са следните :

теглителна сила — 1890 кг ;
число на оборотите — 7600 об/мин ;
специфичен разход на гориво — 0,65 кг/кг тегл. сила на час ;
външен диаметър — 1220 мм ;
дължина — 4025 мм ;
тегло на двигателя — 1000 кг .

ГЛАВА ПЕТА

ОСОБЕНОСТИ В ЛЕТЕНЕТО НА РЕАКТИВНИТЕ САМОЛЕТИ

Редица са особеностите, които отличават летенето на реактивните самолети от летенето на витломоторните самолети. Тези особености се заключават главно в големите скорости на летене, движещи се около скоростта на звука, и в наличността на двигателни установки без въздушно витло, т. е. широкото използване на реактивните двигатели. При големи скорости се налага да се отчита влиянието на свиваемостта на въздушната среда, която при малки скорости поради малката си стойност се пренебрегва. Освен това тези особености изменят стънношнието между мощността и теглителната сила, разполагаема и необходима за летене, и като следствие довеждат до значителни изменения на летателно-тактическите данни на скоростния самолет. Разрешаването на въпросите, свързани с летенето при големи скорости, изискват преди всичко да имаме данни за влиянието на свиваемостта на въздуха върху характеристиките на крилото на самолета. Необходимите данни се получават по пътя на теоретичните изчисления или експерименталните изследвания.

Влияние на свиваемостта на въздуха върху необходимата теглителна сила R_n на реактивните самолети. Необходимата теглителна сила на реактивните самолети с отчитане на свиваемостта на въздуха вследствие изменението на качеството на крилото (K) се отличава от необходимата теглителна сила на какъвто и да е самолет без отчитане на свиваемостта на въздуха. Това е така, защото необходимата теглителна сила за самолети с голяма скорост на летене зависи от изменението на аеродинамичните им качества. Последното от своя страна се отличава по това, че вследствие различното влияние на вълновия кризис върху коефициентите на членото съпротивление (C_x) и на подемната сила (C_y) се изменя качеството на крилото (K) с изменение на скоростта на полета при постоянен ъгъл на атака на крилото. Освен това качеството на крилото (K) не остава постоянно, а се намалява при увеличаване числото на Майевски (M) вследствие на спадането C_y и повишаването C_x .

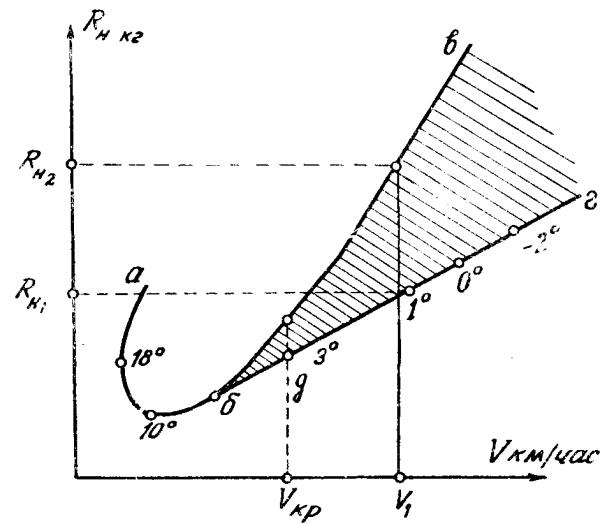
На фиг. 119 са дадени кривите на необходимата теглителна сила с отчитане и без отчитане на свиваемостта на въздуха.

Кривата за необходимата мощност ($a\bar{b}\bar{d}\bar{g}$) показва изменението на мощността, необходима за хоризонтално летене в зависимост от скоростта на летене и ъгъла на атака на крилото, без да се вземе под внимание свиваемостта на въздуха. Чрез нея лесно може да се намери

с каква скорост трябва да лети самолетът при определен ъгъл на атака или, обратно, каква мощност е нужна за хоризонтално летене на самолета с определена скорост при даден ъгъл на атака. Така например при скорост V_1 самолетът трябва да има мощност R_{h1} , при това ъгълът на атака е равен на 1° .

Построяването на кривата за необходимата теглителна сила при неочитане на свиваемостта на въздуха се извършва при наличността на следните изходни данни: полетно тегло на самолета G ; височина на полета H ; площ на крилата S и поляра на самолета. При наличието на тия данни построяваме кривата за необходимите теглителни сили в следната последователност:

- 1) намират се на полярата на самолета необходимите значения на коефициентите C_y и C_x по ъглите на атака, като се вземат примерно 10—15 различни значения на ъглите на атака;



Фиг. 119. Влияние на свиваемостта на въздуха и вълновото съпротивление върху необходимата теглителна сила R_h за хоризонтален полет

ния на коефициентите C_y и C_x по ъглите на атака, като се вземат примерно 10—15 различни значения на ъглите на атака;

2) намира се качеството на самолета по формулата $K_{\text{сам}} = \frac{C_{y \text{ кр}}}{C_{x \text{ сам}}}$ за всеки от взетите ъгли на атака;

3) намира се необходимата теглителна сила по формулата $R_h = \frac{G}{V_{\text{сам}}^2}$ при същите значения на ъглъта на атака;

4) изчислява се необходимата скорост на самолета по формулата $V_h = \sqrt{\frac{2G}{C_y \cdot \rho \cdot S}}$ м/сек, където ρ е гъстота (плътност) на въздуха на зададената височина на полета. ρ се взема от таблицата за стандартната атмосфера;

5) необходимата мощност $N_h = \frac{V_h \cdot R_h}{75} \text{ к. с.}$

Всички резултати на изчисленията се свеждат в обща таблица която се използува, за да се построи кривата за необходимите мощности.

Кривата за необходимите мощности при отчитане на свиваемостта поради своята сложност на изчисление и построение няма да се раз-

глежда, а само ще се посочат причините, които изменят зависимостите на величините, характеризиращи летенето на самолета.

Свиваемостта оказва влияние върху необходимата теглителна сила, вследствие на което кривата при отчитане на свиваемостта се отклонява нагоре (*аб*). Кривата на необходимата теглителна сила нараства по-бързо, а също така се отклонява по-стръмно нагоре след достигане на критичната скорост на летене (V_{kp} при точка δ), при която на крилото се появява скок на уплътнение. От диаграмата се вижда, че е необходима по-голяма теглителна сила при отчитане на свиваемостта на въздуха, отколкото при неотчитане на свиваемостта.

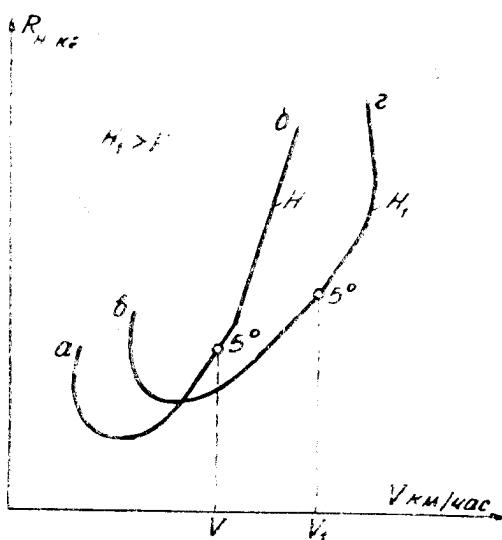
Кривата на необходимата теглителна сила с отчитане на свиваемостта на въздуха (*абв*) се състои от две части: част (*аб*), при която R_n не зависи от свиваемостта на въздуха, и част (*бв*), при която R_n зависи от свиваемостта на въздуха.

За всеки тип реактивен самолет протичането на кривата за необходимата теглителна сила ще бъде аналогично на описаното.

Зависимост на необходимата теглителна сила от височината на летенето при самолети с реактивни двигатели. Увеличаването на височината на летене води до увеличаване на необходимата теглителна сила. Кривата *аб* на необходимата теглителна сила при земята се извества вдясно и нагоре и заема положение *вг* (фиг. 120). Горното се обяснява с това, че при всеки ъгъл на атака на по-голяма височина ще съответствува и по-голяма потребителна скорост вследствие на намаляването на плътността на въздуха. Например при $\alpha = 5^\circ$ на височина H_1 ще съответствува и по-голяма V_1 ; теглителната сила при това остава неизменна.

Намаляването на скоростта на звука a с изкачване на височина (въздухът на височина се разрежда) и увеличаването на числото M , а също така появата на местни звукови скорости по частите от самолета и явленията на вълновия кризис, свързани с M_{kp} , водят до известването на кривата *аб* нагоре. Кривата *вг* в горната си част става по-стръмна и се отклонява вляво; това е в диапазона на надкритичните скорости.

Влияние на полетното тегло G върху необходимата теглителна сила R_n на скоростните самолети.

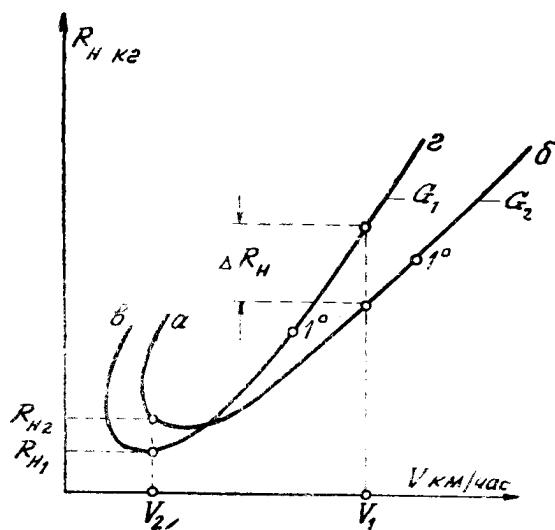


Фиг. 120. Зависимост на R_n от височината H при хоризонтален полет

Скоростните самолети се характеризират с това, че горивото, което те носят, бързо се изразходва вследствие големия разход на гориво от реактивните двигатели. Вследствие на това реактивният самолет непрекъснато изменя в летене теглото си в сравнително къс период от време. Това се отнася най-вече за течно-ракетните двигатели. Ето

защо в летене непрекъснато се изменят летателните свойства на самолета, като траекторията на летенето му от праволинейна става криволинейна, а движението му — неустановено. Това налага хоризонталното летене на реактивните самолети да се смята за установено движение само в продължение на много малки периоди от време.

От фиг. 121 нека кривата $a\delta$ за R_h е построена за началното полетно тегло G на самолета. При намаляване на теглото на самолета до значение G_1 кривата $a\delta$ за необходимата теглителна сила ще се пре-



Фиг. 121. Влияние на изменението на полетното тегло на самолет с реактивен двигател върху необходимата теглителна сила за хоризонтално летене

мести вляво и надолу. Новата крива δ ще характеризира теглителната сила, необходима за летене с по малко полетно тегло.

Необходимата теглителна сила за различните ъгли на атака намалява неравномерно. Така при големи скорости и при малки ъгли на атака теглителната сила се намалява по-забележимо, отколкото на малки скорости и големи ъгли на атака.

От фигурата става ясно, че при постоянна скорост на летене намаляването на полетното тегло на самолета довежда при голяма скорост V_1 до увеличаване на необходимата теглителна сила с величина ΔR_{h1} . Горното се обяснява с това, че за да се запазят режимът на летене и скоростта V_1 неизменни въпреки бързото намаляване на полетното тегло, трябва да се намали подемната сила на крилото чрез намаляване на C_y и ъгъла на атака на крилото α . Но при намаляване ъгъла на атака при големи числа на Майевски (M) значително се намалява качеството на крилото и следователно необходимата теглителна сила трябва да нарасне. Обратно, при малки скорости вълновото съпротивление не възниква, ето защо при малки скорости намаляването на полетното тегло води до намаляване на необходимата теглителна сила.

Необходима теглителна сила за реактивния самолет. Необходимата теглителна сила за реактивните самолети при отчитане изменението на качеството и полетното им тегло се определя от формулата: $R_h = \frac{G}{K}$ в кг, където G е полетното тегло на самолета, а K — качеството на крилото.

1. УСТАНОВЕНО И НЕУСТАНОВЕНО ДВИЖЕНИЕ НА САМОЛЕТА

Движението на самолетите във въздуха може да бъде установено и неустановено. Установено движение се нарича такова движение на самолета, при което скоростта на летене е постоянна по величина и направление, т. е. летенето се извършва праволинейно и равномерно. При установленото движение всички сили, действуващи върху самолета, трябва да бъдат взаимно уравновесени.

Към установленото движение на самолета се отнасят хоризонталното летене, изкачването и планирането. Неустановено движение се нарича такова движение на самолета, при което скоростта на летенето се изменя по величина или по направление или едновременно по величина и направление, т. е. силите, действуващи върху самолета, са неравновесни. Неустановеното движение на самолета е значително по-сложно от установленото — може да се извършва по криволинейна траектория и с ускорение.

Към неустановеното движение на самолета спадат: излитането, кацането, верижът, свределът и различните фигури летения.

2. ХОРИЗОНТАЛЕН ПОЛЕТ

Под хоризонтален полет се разбира праволинейното движение на самолета на неизменна (постоянна) височина с постоянна скорост. При това движение всяка точка от самолета се движи хоризонтално независимо от това, дали наддължната ос на самолета към хоризонта е наклонена или не. На фиг. 122 и двата самолета извършват хоризонтално летене, при това левият с малък ъгъл на атака α , а десният с по-голям ъгъл на атака (α_1).

При хоризонтално летене върху самолета действуват следните сили, които трябва да бъдат взаимно уравновесени:

G е полетното тегло на самолета. Тая сила е винаги насочена вертикално надолу;

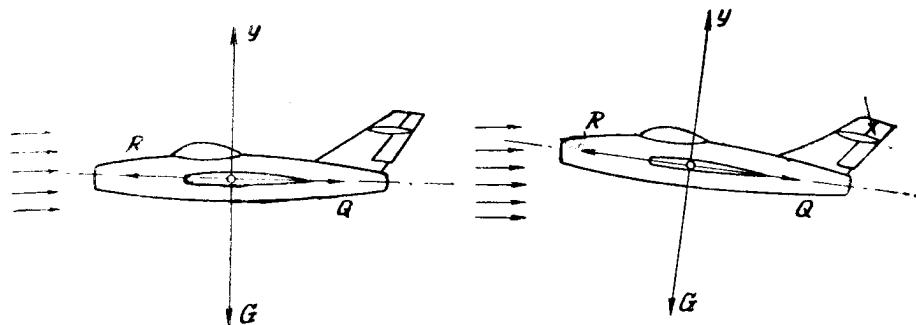
U — подемната сила на самолета. Насочена е винаги перпендикулярно на направлението на налитация поток (на скоростта V). Тя трябва да бъде равна на теглото на самолета G , с което се уравновесяват.

Q — силата на челното съпротивление. Насочена е винаги спрещу движението на самолета.

R — теглителната сила на реактивния двигател, винаги е насочена напред по траекторията на движението. Тя трябва да бъде равна на силата на челното съпротивление.

Условието за хоризонтално летене се изразява с формулите $y = G$ и $R = Q$.

Неспазването на тия равенства води до движение на самолета по криволинейна траектория.



Фиг. 122. Хоризонтален полет

Основни характеристики на хоризонтално летене. Най-важните характеристики на хоризонталното летене са: скоростта, теглителната сила, далечината и продължителността на летенето.

Потребна скорост. Известно е, че подемната сила $Y = C_y \rho \frac{V^2}{2} S$, а от условието за хоризонтално летене $Y = G$, то $G = C_y \rho \frac{V^2}{2} S$ или

$$V_n = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} \text{ м/сек.}$$

Максимална скорост (V_{max}) е най-голямата възможна скорост на самолета при хоризонтално летене, при което теглителната сила, развивана от двигател, напълно се използва за преодоляване на челното съпротивление на самолета

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2R_h}{\rho C_x S}}.$$

От формулата се вижда, че максималната скорост зависи от аеродинамичната и тегловната характеристика на самолета и от теглителната сила, развивана от двигател на дадена височина. С увеличаване на височината максималната скорост на самолет с турбо-реактивен двигател ще се намали, тъй като тези двигатели не са височинни. Максималната скорост на витломоторните самолети с увеличаване на височината се увеличава и достига най-голямото си значение на височина, близка до границата на височинността на двигателя, след което намалява, тъй като спада мощността на двигателя. Обаче ако се сравнят характеристиките на самолетите с турбо-реактивни двигатели и витломоторни

двигатели при летене близко до земята, преимущество имат самолетите с турбо-реактивни двигатели по отношение на V_{max} . Преимуществото на самолети с турбо-реактивни двигатели на големи височини се увеличава, тъй като разполагаемата им теглителна сила по абсолютната величина е по-голяма от тая на самолети с бутални двигатели. Това води до по-плавното спадане на V_{max} на височина при самолети с турбо-реактивни двигатели. Съвременните самолети с турбо-реактивни двигатели имат далеч по-голяма максимална скорост на всички височини от самолетите с бутални двигатели.

Самолетите с течно-ракетни двигатели с увеличаване височината на летенето увеличават максималната си скорост, а след това я намаляват поради нарасналото съпротивление от влиянието на свиваемостта на въздуха.

От графика на фиг. 123 нагледно се виждат преимуществата на реактивните самолети и особено на тия с течно-ракетни двигатели в сравнение с витломоторните самолети по отношение на максималните скорости с увеличаване на височината.

Минималната скорост (V_{min}) съответства на максималната величина на C_y , при което ъгълът на атака е критичен (α_{kp}). Хоризонталното летене с реактивен самолет при V_{min} е много опасно.

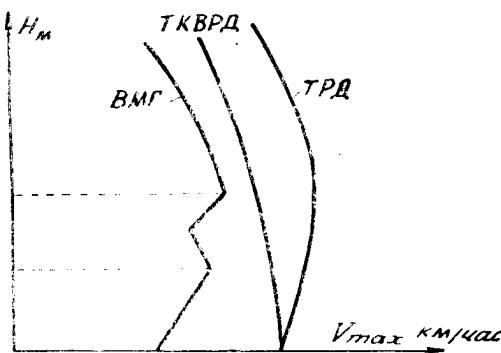
V_{min} се намира по формулата

$$V_{min} = \frac{2G}{\rho C_{y \max} S}.$$

В практиката допустимата минимална скорост на хоризонталното летене е по-голяма от теоретичната и съответствува на най-изгодната скорост за реактивните самолети.

Най-изгодна скорост ($V_{най-изг.}$) за реактивния самолет се нарича онази, съответстваща на хоризонталното летене при минимална потребна теглителна сила. Тази скорост съответствува на летене при най-изгоден ъгъл на атака ($\alpha_{най-изгоден}$).

Икономичната скорост ($V_{ик.}$) на реактивния самолет съответствува на хоризонтално летене при минимална теглителна сила F . Тази скорост съответствува на летене при икономически ъгъл на атака.



Фиг. 123. Изменение на максималните скорости с различен тип двигатели в зависимост от височината на полета

Потребната теглителна сила (R_u) се получава, като се раздели теглото на самолета на аеродинамичното му качество

$$R_u = \frac{G}{K}.$$

Това се получава от условията за хоризонтално летене $Y=G$ и $Q=R$, като се раздели първото равенство на второто

$$\frac{Y}{Q} = \frac{G}{R}, \text{ но тъй като } \frac{Y}{Q} = K, \text{ то } K = \frac{G}{R} \text{ или } R = \frac{G}{K}.$$

Потребната теглителна сила за скорости на летене, при които няма вълново съпротивление, не зависи от височината на летене. Потребната теглителна сила е пропорционална на теглото на самолета.

Далечина на летене се нарича разстоянието, което може да прелети самолетът по права без кацане при запазване в резервоарите на необходимия запас гориво.

Далечината на летене на реактивния самолет е трудна за определяне по изчислителен път, вследствие на което същата се определя по данни, получени от летателните изпитвания. Dalечината на летене зависи главно от километровия разход C_k на горивото. Нека пълният запас от гориво на самолета е равен на G_r . Dalечината на летене на самолета ще бъде

$$L = \frac{G_r}{C_k} \cdot \text{ Но тъй като } C_k = \frac{Ch}{V},$$

т. е. зависи от часовия разход на горивото и от скоростта на летенето, то с изкачване на височина ще се увеличава и далечината на летенето.

При малки скорости на летене най-малък специфичен разход на гориво имат самолетите с бутални двигатели (ВМГ), а при големи — с реактивни. Ето защо за самолети с турбо-реактивни двигатели и течно-ракетни двигатели е най-изгодно да летят на по-големи височини, тъй като специфичният разход на гориво за турбо-реактивните двигатели ще е по-малък, а за течно-ракетните двигатели постоянен (специфичният разход на гориво при самолети с течно-ракетни двигатели не зависи от скоростта на летене).

Продължителността на полета се нарича времето, в течение на което самолетът се намира в летене без кацане. Продължителността на полета на реактивния самолет зависи от специфичния разход на гориво и с увеличаване на височината се увеличава.

От всичко казано става ясно, че най-целесъобразно е да се лети с реактивен самолет с големи скорости на големи височини, където благодарение на намаляването разхода на горивото се увеличават далечината и продължителността на полета. Следователно за разлика от самолетите с бутални двигатели, където върху далечината и продължителността на летене влияят главно правилното избиране на скоростта

на летене и оборотите на двигателя, то при реактивните самолети за далечината и продължителността определящ фактор е височината на летенето.

3. ИЗКАЧВАНЕ

Под изкачване на самолета се разбира праволинейното му и равномерното му движение нагоре по траектория, наклонена към хоризонта пъд никакъв ъгъл θ , който се нарича ъгъл на изкачване.

При изкачване на самолета върху него действуват същите сили, както и при хоризонтално летене. Тук обаче за разрешаване на въпроса за уравновесяване на силите е необходимо летателното тегло на самолета да се разложи на две съставни: G_1 — сила, действуваща перпендикулярно на летенето, и G_2 — сборуваща със силата на членното съпротивление (фиг. 124).

Условието за изкачване на самолета може да се изрази с формулите: $Y = G_1$ — условие за праволинейността на движението, и $R = Q + G_2$ — условие за постоянството на скоростта при изкачване.

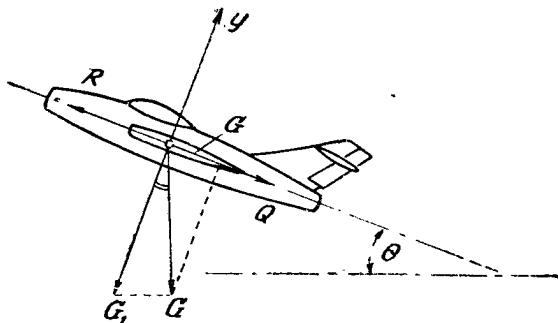
От уравненията се вижда, че при изкачване на самолета подемната сила е по-малка, а теглителната сила е по-голяма, отколкото при хоризонталното летене при един и същ ъгъл на атака. Това е така, защото подемната сила тук уравновесява по-малка част от летателното тегло, а именно G_1 , а теглителната сила — не само членното съпротивление, а и разликата $G - G_1$, т. е. G_2 . Оттук следва, че с колкото по-голям ъгъл става изкачването на самолета, толкова по-малка ще бъде подемната сила Y , а по-голяма трябва да бъде теглителната сила на двигателя.

Вертикална скорост на изкачване. Вертикалната скорост на реактивните самолети зависи от излишъка на теглителната сила, неизползвана при хоризонтално летене, скоростта на летенето и полетното тегло на самолета.

Величината на вертикалната скорост се измерва по формулата

$$U = \frac{\Delta R \cdot V}{G},$$

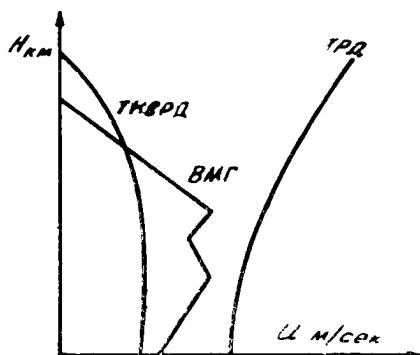
където ΔR — излишъкът от теглителната сила, е равна на разликата



Фиг. 124. Сили, действуващи на самолета при изкачване

между разполагаемата и необходимата теглителна сила при определена скорост на полета в кг.

Излишъкът от теглителната сила ΔR на самолета с турбо-реактивен двигател с изкачване на височина намалява, вследствие на което се намалява неговата вертикална скорост (фиг. 125).



Фиг. 125. Изменение на максималната вертикална скорост на самолети с бутални (ВМГ), турбо-реактивни (ТРД) и течно-ракетни (ТРД) двигатели в зависимост от височината на полета

С изкачване на самолета във височина необходимата теглителна сила за изкачване се увеличава, докато разполагаемата се намалява. Излишъкът от теглителната сила ΔR , която е разлика от разполагаемата и необходимата теглителна сила, с увеличаване на височината постепенно намалява, докато най-после стигне до нула. При липса на излишък на теглителна сила, т. е. когато $\Delta R = 0$, самолетът не е в състояние да се издига нагоре

$$U = \frac{\Delta R \cdot V}{G} \text{ при } \Delta R = 0, U = 0.$$

Таванът на реактивните самолети е по-голям от този на витловите Самолетите с турбо-реактивни двигатели имат малко по-голям таван от самолетите с бутални двигатели, докато на тия с течно-ракетни двигатели таванът им зависи от количеството гориво, което носят със себе си. Големината на тавана на самолетите с течно-ракетни двигатели се обяснява с това, че разполагаемата теглителна сила на течно-ракетните двигатели с изкачване на височина расте.

Таванът на самолетите бива два вида: теоретически и практически. За теоретически таван се разбира онай височина, при която вертикалната скорост и излишъкът от теглителна сила са равни на нула. На практика до теоретическия таван самолетът не може да се издигне, тъй като вертикалната скорост, намалявайки с изкачване във височина, става при това толкова малка, че за набиране на последните няколко метра е необходимо безкрайно много време.

Вертикалната скорост на самолета с течно-ракетен двигател с изкачване на височина се увеличава поради това, че излишъкът от разполагаемата теглителна сила ΔR непрекъснато нараства.

Вертикалната скорост на самолета с бутален двигател е по-голяма от тая на самолета с турбо-реактивен двигател само при малки височини — около границата на височинността на двигателя.

Най-добра изкачвателна способност имат реактивните самолети с течно-ракетни двигатели.

Таван на реактивните самолети. Под таван на реактивните самолети се разбира пределната височина на изкачване на самолета.

За практически таван се счита онай височина на летене, при която вертикалната скорост I_{max} е равна на 0,5 м/сек.

Практическият таван на някои съвременни самолети достига около 20 000 метра.

4. ПЛАНИРАНЕ

Праволинейното и равномерното слизане на самолета без теглителна сила по тректория, наклонена към хоризонта под ъгъл на планиране, се нарича планиране на самолета (фиг. 126).

При планирането върху самолета действуват пълната аеродинамична сила P и летателното тегло на самолета G . Пълната аеродинамична сила P се разлага на две компонентни Y и Q , а летателното тегло на G и G_1 .

Условията за равновесие при планирането ще бъдат $Y = G_1$ и $Q = G_2$.

Подемната сила Y се уравновесява с противоположната по величина и посока сила G_1 на полетното тегло на самолета.

Втората компонента на полетното тегло G_2 се уравновесява с челното съпротивление на самолета Q .

Разстоянието по хоризонта, изминато от самолета през време на планирането му от дадена височина, се нарича далечина на планирането $L \cdot L = HK$, където K е качеството на самолета.

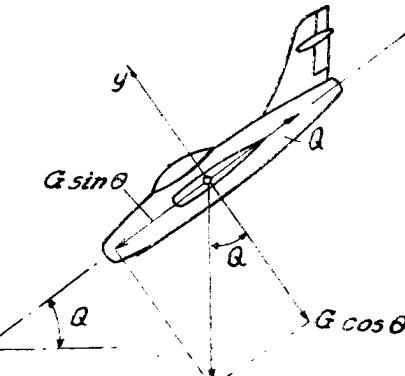
От формулата за далечината на планирането се вижда, че далечината зависи само от качеството на самолета и височината на планирането. Най-голяма далечина на планиране от дадена височина H ще има тогава, когато качеството на самолета K е най-голямо.

Далечината на планирането не зависи от теглото на самолета и от плътността на въздуха, обаче тя зависи още и от силата и направлението на вятъра. При насрещен вятър далечината на планирането е по-малка, а при попътен вятър е по-голяма.

Планирането със спуснати клапи довежда до намаляване на аеродинамичното качество на самолета K , до увеличаване на вертикалната скорост I , вследствие на което далечината на планирането L се намалява.

Пикирането е планиране на самолета със скорости, по-големи от V_{max} на хоризонталното летене. Вертикално пикиране имаме тогава, когато ъгълът на планирането $\theta = 90^\circ$.

Ако планирането на самолета се извършва на големи ъгли на атака, по-големи от α_{kp} , то при това самолетът ще пропада надолу. Това пропадане на самолета се нарича парашутиране, което се прилага при кацането.

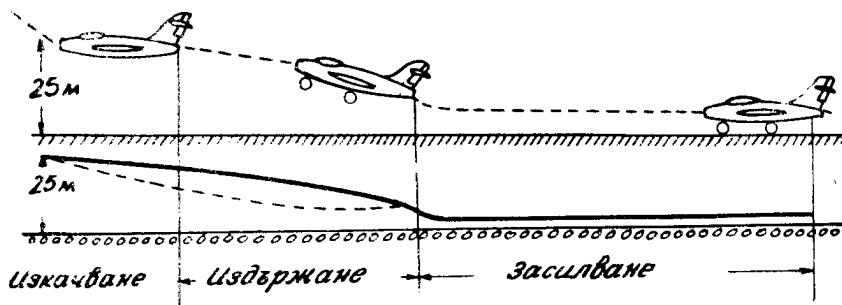


Фиг. 126. Планиране на самолета. Сили, действуващи при планирането

5. ИЗЛИТАНЕ

Излитането на самолета спада към неустановеното движение на самолета.

Процесът — излитането на самолет с реактивен двигател има същите три етапа както излитането на витломоторен самолет: разбег,



Фиг. 127. Излитане на самолет. Вид на траекторията при излитане на реактивен самолет (пълната линия) и витлов самолет (пунктираната линия)

отлепване от земята и издържане над земята до набиране на скорост, осигуряваща безопасното преминаване в изкачване. Обаче излитането на реактивния самолет става при по-сложни условия.

Преди всичко трите етапа на излитането целят самолетът да придобие онай минимална скорост, при която даденият самолет ще може да се държи във въздуха.

При разбега подемната сила на крилата постепенно се увеличава, докато достигне величината, малко превишаваща теглото на самолета. Това позволява самолетът да се отлеши от земята. След отлепването самолетът се задържа над земята на височина 1—3 метра, което се нарича издържане. След това самолетът преминава в изкачване (фиг. 127).

Разстоянието, изминатото от самолета при разбега, издържането и в началния период на изкачването до височина 25 м се нарича дистанция за излитане.

При разбега реактивният самолет има по-малка теглителна сила на двигателния си от самолета с бутален двигател. Освен това поради малката си площ на крилата и постоянния ъгъл на атака при самолет с прибирам колесник подемната сила е също по-малка. Също така реактивният самолет има голяма скорост на излитане. Всичко това води до увеличаване дължината на дистанцията на излитането.

Реактивните самолети предявяват към аеродрумите повишени изисквания. Разбегът за излитане на самолета, който в повечето случаи се равнява приблизително на 2—4 км, трябва да се извърши на бетонирана пista за намаляване съпротивлението от триене на колелата. Ето защо всеки аеродрум за реактивни самолети трябва да е снабден с бетонирана пista, дължината на която трябва да бъде около 3 км, а широчината около 200 м. Голямата далечина на разбега се обяснява

с малката теглителна сила на двигателя на земята и голямото съпротивление от триене на задкрилките и колесника, които при излитане са спуснати.

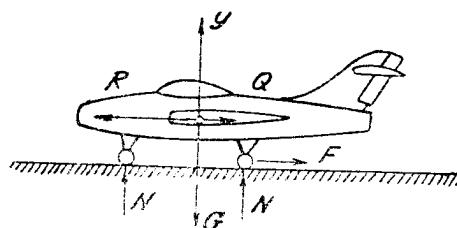
Спускането на задкрилките цели увеличаването на подемната сила на самолета.

В началото на излитането при разбега върху самолета действуват следните сили: сила на теглото G , сила на реакцията на земята N , теглителната сила R , силата на триенето на колелата о земята F , подемната сила Y и челното съпротивление Q (фиг. 128).

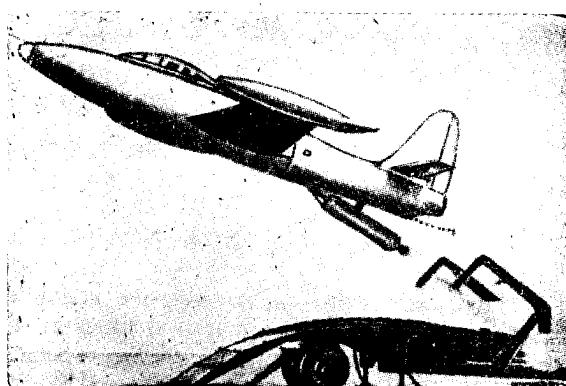
Излитането на реактивните самолети обикновено става срещу вятъра. С това се цели увеличаването на теглителната сила на двигателя и подемната сила на крилата, което улеснява излитането и съкраща дължината на разбега. Разбегът на излитането силно се увеличава, ако излитането се извършва по посока на вятъра.

За създаване на допълнителна теглителна сила, за по-бързо излитане се използва допълнителното форсирание на двигателя чрез впръскване в него на допълнително гориво или чрез прилагане на ускорители. Като ускорители на излитането се използват обикновено барутни, ракетни двигатели, времето на действието на които е от 20—30 секунди.

За по-лесно излитане също така може да се използува изхвърляем във въздуха колесник, който се изхвърля след отлепването на самолета, или излитането да стане от специален релсов път чрез ускорител, показан на фиг. 129.



Фиг. 128. Сили, действуващи върху самолета при разбега

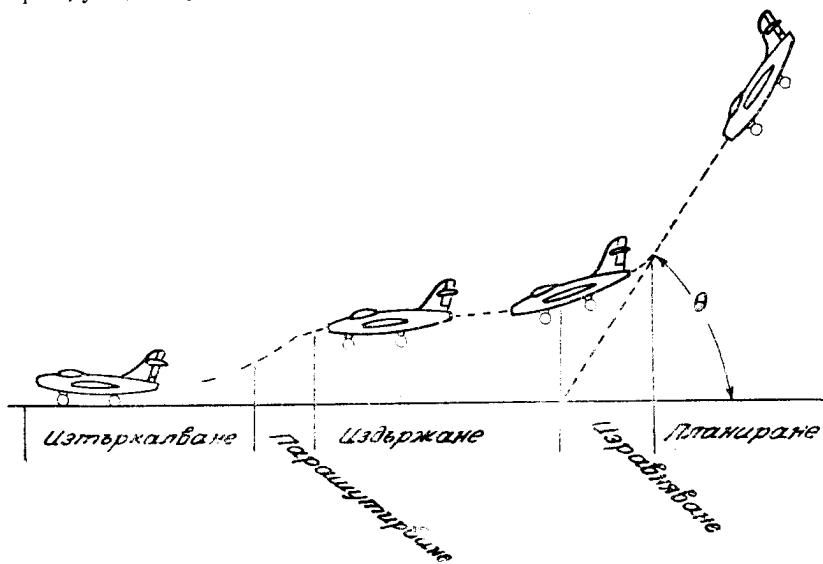


Фиг. 129. Излитане на самолет от релсов път

6. КАЦАНЕ

Кацането може да се разглежда като обратно действие на излитането. Излитането цели да се засили самолетът до набиране на необходимата за летене скорост. При кацането целта е да се намали скоростта на летенето под минималната — до скорост на приземяване, а

след приземляването — до скорост на рулиране и до спиране на самолета, при което скоростта ще остане равна на нула. Кацането започва от височина 25 метра, за да се избягнат препятствията по краишата на аеродрума, и продължава до спирането на самолета (фиг. 130).



Фиг. 130 Кацане на самолета

Началният етап на кацането е планирането на самолета от определена височина. Планирането е низходящо праволинейно летене, при което тъгълът, заключващ се между траекторията на самолета и хоризонта, се нарича тъгъл на планиране. Скоростта на планирането трябва да е малка, тъй като в противен случай дължината на кацането ще се увеличи. При витломоторните самолети планирането може да се извърши без теглителна сила (с отнет двигател), докато при реактивните, за да се избегне пропадането на самолета поради малката поддържна сила, планирането се извършва със спуснати клапи (задкрилки), които увеличават тъгъла на планирането, увеличават подемната сила, без да увеличават скоростта на планирането.

На височина 6—10 метра започва изравняването на самолета, заключаващо се в увеличаването тъгъла на атака. Изравняването представлява процес — криволинеен участък, при който плавно се извежда самолетът от планиране и се преминава в хоризонтално летене.

След изравняването самолетът лети известно време успоредно на земята, но понеже няма теглителна сила и под влиянието на членото съпротивление загубва своята скорост. Този етап се нарича издържане. Издържането е праволинеен участък, при който се увеличава тъгълът на атака и се запазва подемната сила на крилото. Издържането има за

цел да се намали скоростта на самолета до скорост, по-голяма от скоростта на кацане, тъй като през следващия етап, парашутирането, скоростта продължава да намалява.

Следващият етап на кацането е парашутирането, представляващо криволинейно низходящо летене на височина 25—50 см от земята, при което тъгълът на атака е около 12° и самолетът придобива триточково положение, удобно за опиране в земята. Тук подемната сила става по-малка от теглото на самолета и последният се приземлява.

Приземляването на самолет с опашно колело става на три точки — на опашно колело и основния колесник, докато при реактивните самолети, които по принцип са с носово колело, приземляването ще стане най-напред с основните колела, след което ще се опре и на носовото колело и ще започне изтъркалането.

Изтъркалането е движение на самолета по земята, след приземляването до спирането на самолета. При самолет с носово колело изтъркалането най-напред става на основните колела, след което носът на самолета слиза надолу и започва изтъркалане на самолета на три точки.

Разстоянието, което самолетът преминава по земята, се нарича пробег. При пробега се използват спирачки или специални парашути, какъвто е случаят при Ту-104, за намаляване движението на самолета по земята. Задействанието на спирачките на носовото колело обаче е нежелателно, тъй като при голяма скорост на изтъркалането може да имаме нежелателен случай — обръщане на самолета по гръб.

По такъв начин кацането на самолета включва: планиране, изравняване, издържане, парашутиране и изтъркалане.

Кацането с реактивен самолет коренно се различава от това с витломоторен самолет. Преди всичко при реактивния самолет поддържната сила е по-малка, което налага да се каца с по-голяма скорост — около 200 км/час, освен това относителното натоварване на крилото $\frac{G}{n_r}$ е по-голямо и пробегът на кацането е много по-голям. Всичко това налага да се изисква към аеродрума за кацане същите условия както и при излитането — голяма пista.

При реактивния самолет липсва витло, което да спомага за обтичане на опашните плоскости, поради което ефектността на плоскостите се намалява и движението на самолета се затруднява.

Кацането като правило се извършива срещу вятъра, което улеснява самото кацане и намалява дължината на пробега.

Разстоянието, изминато от самолета по хоризонтала от момента на започване на планирането от височина 25 м до пълното спиране на самолета, се нарича дистанция на кацане.

ГЛАВА ШЕСТА ПОГЛЕД КЪМ БЪДЕЩЕТО

Разгледаните летателни данни на самолетите с различни двигатели дават възможност да съдим за приблизителната област на тяхното приложение. Тази област на приложение преди всичко зависи от характеристиката на поставения на самолета двигател, а също така зависи и от аеродинамичните особености на самия самолет.

Самолетите, снабдени с бутални двигатели, развиват максимална скорост до 800—850 км/час, което съответствува на числото $M=0,65-0,70$, и достигат височина до 12 000—14 000 метра.

Самолетите, снабдени с турбовитлови двигатели, спадат към тежките транспортни самолети и летят със скорост 600—900 км/час, като достигат височина 12 000—15 000 метра и прелитат големи разстояния.

Не е легенда, че не след много време ще бъде даден старт за околосветско прелитане с реактивен самолет без междинно кацане и без зареждане с гориво през време на полета. По този начин ще се осъществи великата мечта на В. Чкалов за летене „около кълбенцето“.

Самолетите с турбо-реактивни двигатели летят със скорости над 900 км/час.

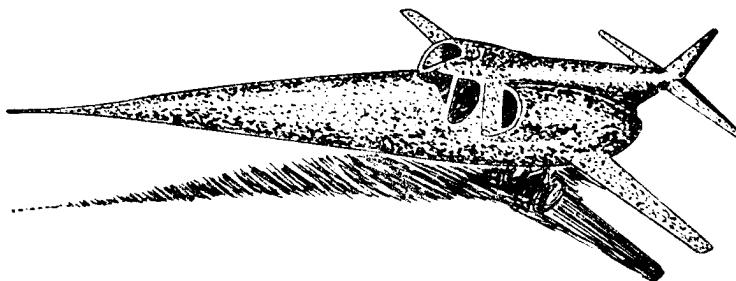
Тези двигатели намират широко приложение при самолетостроенето на съвременните скоростни самолети.

На въпроса, до каква височина област са пригодни за работа турбореактивните двигатели и чие владение в областта на скоростите, няколко пъти превишаващи скоростта на звука, ще видим, че турбо-реактивният двигател както и буталният са пригодени само до определена височина граница.

Днес за основен тип двигател за скорости на полета с число $M \approx 1,2$ се явява турбо-реактивният двигател с температура на газа пред турбината $t_3 = 1200^{\circ}\text{C}$. Този двигател притежава сравнително висока относителна теглителна сила и малко относително тегло, а така също има неголям относителен разход на гориво. От всички газотурбинни двигатели турбо-реактивните двигатели конструктивно се явяват като най-опростени. Те са снабдени с просто входно устройство, представляващо в повечето случаи стесняващ се канал и просто стесняващо се нерегулируемо реактивно сопло. При особени случаи е предвидено специално устройство за форсирание (моментно увеличаване) на теглителната сила.

При относително голяма свръхзвукова скорост на полета $M=1,5$ при турбо-реактивните двигатели относителната теглителна сила бързо

пада. Ето защо тези двигатели без форсиране не могат да удовлетворят изискванията за двигателите на големи свръхзвукови скорости на летене. В областта на големи свръхзвукови скорости на летене ($M=1,8-2,5$) е възможно да се приложи високотемпературен турбо-реактивен дви-



Фиг. 131 Експериментален реактивен самолет
с два турбо-реактивни двигатели

гател с форсаж и двуконтурен турбо-реактивен двигател с изгаряне на гориво във външния контур.

При скорост на летене при число $M \approx 2,5$ добър резултат дават високотемпературните турбо-реактивни двигатели. Досега обаче проблемата за създаване на високотемпературен двигател практически не е разрешена.

Турбо-реактивните двигатели с големи температури ($t_3 = 1600^\circ\text{C}$) пред турбината, а също така и турбо-реактивният двигател с форсаж, предназначени за големи свръхзвукови скорости на летене, имат дифузор, снабден със специални устройства за получаване известно състиване на въздуха и със свръхзвуково стесняващо-разширяващо се регулируемо реактивно сопло.

По този начин при създаването на самолет с турбо-реактивен двигател за летене с големи свръхзвукови скорости (фиг. 131) възникват редица сложни проблеми, изискващи разрешение. По-важните от тях са:

изработването на огнеустойчива турбина, притежаваща голяма сигурност на работа;

създаването на горивна и форсажна камера за големи температури на газа, притежаващи висококачествен и устойчив процес на горенето;

изработването на свръхзвуков дифузор, осигуряващ възстановяването на налягането при спиране на въздуха;

изработването на свръхзвуково регулируемо реактивно сопло, осигуряващо максимално значение на теглителната сила при различните условия на летене;

изработването на свръхзвуков осев компресор, който да осигури висока степен на повишено налягане на въздуха при малки габарити и тегло.

Ако самолет с такъв двигател лети със свръхзвукова скорост при число $M = 2,7-3,3$, то величината на относителния импулс спада

на нула. При такава скорост на летене въздухът се сгъстява толкова силно пред компресора на въздушното устройство, че няма нужда от компресор, а и самият компресор започва да работи лошо. Приема се за значението на относителната теглителна сила на турбо-реактивния двигател да се използува с успех в областите на числото $M=0,7-1,8$.

Височината на летене на самолет с такъв двигател е 15 000—18 000 м.

При големи свръхзвукови скорости ($M>2,5$) вместо турбо-реактивния двигател идва правопоточният въздушно-реактивен двигател.

До какви скорости се простира господството на самолета с правопоточен въздушно-реактивен двигател?

Оказва се, че и за правопоточния въздушно-реактивен двигател поради съпротивлението на въздуха също така има граница за скоростта. За да се лети с голяма скорост, е нужно колкото се може самолетът да се издигне на по-голяма височина — там, където почти няма въздух и където липсва въздушно съпротивление.

При самолет с правопоточен въздушно-реактивен двигател максималното значение на относителния импулс се получава при число $M=2,5-3,5$. При число $M\approx 5$ този двигател престава да дава повече теглителна сила.

Височината на летенето на самолет с такъв двигател е около 22 000 метра. На по-голяма височина, там, където въздухът е силно разреден, правопоточният въздушно-реактивен двигател започва да се задъхва поради липса на кислород, както и турбо-реактивният двигател.

Единственият двигател, теглителната сила на който не зависи от скоростта и височината на летене, това е течно-ракетният двигател. Този двигател е способен да осигури всяка желана скорост на летене, достигайки до гигантски космични скорости.

Височината на летене на самолет с течно-ракетен двигател се определя от запаса на горивото. Пределната височина на такъв самолет се изчислява на десетки и стотици километри. Летателните апарати с течно-ракетните двигатели могат да преминат зад пределите на земното притегляне.

Свръхзвуковите скорости ще повлияят на външната форма на самолета и на неговата конструкция.

Появиха се реактивни самолети с необикновена форма. Те имат извити назад крила, приличащи на стрела. Стреловидните крила имат забележителни свойства; при тях неприятността, свързана със свиването на въздуха при големи скорости, настъпва по-късно, отколкото при обикновените крила.

Появиха се и така наречените самолети „летящи крила“, при които за намаляване на съпротивлението реактивните двигатели, колесницът, екипажът и др. се намират в крилото.

Съществува тенденцията за направа на самолети, крилата на които при големи скорости да се прибират в тялото и самолетът да подобава на артилерийски снаряд.

Генералът от авиацията на СССР П. М. Стефановски ето как описва такъв самолет, който за три часа ще може да извърши летене

около земята без междинно кацане: „Тялото на този самолет ще има полуовална форма, характерна за снарядите, но с отрязана долна половина. Това е необходимо, за да се използва долната, плоската част на тялото като допълнителна носеща плоскост. Носът на тялото е заострен. Тялото трябва да побере екипажа, горивото и двигателите, тъй като дебелината на крилата е незначителна. В опашната част на тялото е поставен коничен отвор на двигателя. Крилото се характеризира със своя тънък профил и остри ръбове — член и заден. При огромни скорости на летене необходимостта от крила изобщо намалява. При скорост от 10 000 км/час самолетът може да се уравновесява с $\frac{2}{3}$ от силата на поддържането на тялото и само с $\frac{1}{3}$ от силата на поддържането на крилата.“

„За старт на ракетния самолет е необходима релсова стартова писта, точно праволинейна, хоризонтална, положена на железобетонна основа. Пистата трябва да бъде снабдена със стартови шейнички, здраво осигурени среци вертикално или странично отклонение, и да бъде снабдена с автоматично спиране на стартовата уредба при отделянето на самолета. Шейничките трябва да бъдат снабдени с ракетна уредба, която да развива голяма теглителна сила в продължение на 15 секунди.“

„... Траекторията на летенето ще прилича на траекторията на свръхдалекобоен снаряд, падащият клон на която е разтягнат в дължина поради планирането. Поради това скоростта на летенето на траекторията, която има дължина от много хиляди километри, се намалява от голямата начална скорост до нормална скорост на кацане.“

„... Няма да бъде далеч времето, когато човечеството ще осъществи смелия замисъл и ще може да се пренася с ракетни самолети на височина 50—200 км със скорост 15 000—30 000 км/час на огромни разстояния.“

Основен недостатък на тези самолети е, че трябва да носят със себе си огромен запас от гориво.

Днес ние се учудваме от необикновените форми на самолетите на бъдещето.

Засега е още трудно да се предвидят всички изменения, които големите скорости ще предизвикат в авиацията. Но едно е ясно. Тези големи скорости са тясно свързани с реактивните двигатели, които ще дадат възможност на самолета да лети десетки пъти по-бързо от звука и ще имат неограничен „таван“ на действие.

Борбата на човека за завоюване на големите височини се води по два начина: пряк, като на специални самолети и въздушни балони се поставят прибори за разни измервания, и косвен, като от земята се наблюдават различните природни явления — здрач, полярни сияния, светещи облаци, които дават възможност да се научи нещо от стратосферата.

Най-голямата височина на изкачване досега на реактивен самолет е около 30 км, а въздушен балон с гондола и хора е достигнал до 22 км височина. Специален балон-сонда с прибори за изследване се е изкачили до 42 км височина. Височината на атмосферата обаче се про-

стира на много голямо разстояние от земята; така например следи от въздух се забелязват на височина около 1000 км.

Днес за изследването на стратосферата с метеорологични прибори се използват така наречените височинни ракети. Тези ракети могат да летят на височина до няколко стотин километра. По този начин чрез изследване на показанията на приборите се откриха много нови работи и се потвърдиха някои предположения и наблюдения за стратосферата.

Засега са известни много видове височинни ракети.

Да разгледаме принципното устройство на една такава ракета. Главният отсек на корпуса е изработен от алюминиева сплав, като по форма прилича на артилерийски снаряд. В него се поставя цялата изследователска апаратура, тежаща около 70 кг. Другата част на корпуса към своя край е малко стеснена и има форма на цилиндър. В нея се поставят реактивният двигател и резервоарите за гориво, а на външната ѝ страна са закрепени три стабилизатора. Отзад към основния надлъжник е прикрепен стартовият барутен двигател. Излитането се извършва с помощта на 40-метрова пускова кула.

Едностепенчатите ракети от този тип достигат височина 255 км.

През време на летене ракетата се управлява от въздушни и газови кормила, които се изработват от огнеупорни сплави.

За достигане на още по-голяма височина се прилагат така наречените съставни ракети, работещи също с течно гориво (фиг. 135).

Идеята за съставната ракета принадлежи на К. Е. Циолковски. Тази ракета представлява от своя страна съединение от няколко ракети, наподобяващи ракетен влак, които работят последователно, започвайки със задната — ракетата от първа степен. След като си изчерпи горивото, тя се изхвърля, а започва да действува ракетата от втора степен. След това ракетата от трета степен и т. н. По този начин последната ракета е в състояние да отиде на много голяма височина и да добие голяма скорост на летене.

Така например двустепенчатата съставна ракета, състояща се от една голяма и една малка (голямата е тежала над 10 тона, а малката — под 500 кг) се е издигнала на височина 480 км, като е развила скорост от 8300 км/час.

Височинната ракета е оборудвана със следните прибори: апарати за отчитане температурата и налягането, за измерване напрежението на земното магнитно поле, концентрацията на заредените частици в йонисферата, интензивността на слънчевото и космичното излъчване, прибори за вземане на проба от въздуха, фотографиране на спектъра и на земната повърхност от голяма височина. Към ракетата се поставя и телеметричен предавател за предаване на показните прибори по радиото.

Благодарение на прилагането на кристални полупроводникови усилители вместо електронни лампи радиоустройството и приборите за височинните ракети имат малки размери и тегло.

Към корпуса на ракетата е изработена специална камера за опитни животни. Това е необходимо, за да се проучи тяхното състояние и

поведение на голяма височина, а също така при специалните условия на полета, каквото се явяват в началото — ускорителното движение, а след това и свобододното падане.

Обратният път, който ракетата трябва да измине от силно разредения въздух в плътния слой на атмосферата, се явява доста голяма задача за запазване на приборите, техните записи и фотофилми, защото при голямата скорост и съпротивлението на въздуха обвивката на ракетата се загрява до висока температура (до червено).

Ето защо главната част на ракетата, в която се намират всички прибори, се отделя от тялото и се спуска на земята с помощта на парашут. Но има и такива височинни ракети, при които записите и филмите се изхвърлят с бронирана камера. При други се прилага способът през време на полета да се измени формата на главата на ракетата, с което се цели да се наруши доброто ѝ обличане. Това се извършва с радиосигнал от земята и влече след себе си рязко увеличаване на съпротивлението при полета ѝ, благодарение на което скоростта на ракетата при слизането се намалява и се подсигурява благополучното ѝ кацане.

Днес учените водят упорита борба за усъвършенствуване на височинните ракети. Една след друга се разрешават трудните задачи, които водят до една цел — да се построи такава ракета, която да има голяма скорост, височинност и далечина на полета.

Работи се също така за усъвършенствуване и на самия ракетен двигател, като налягането в горивната му камера да достигне до 100 atm, а това значи изтиchanето на газовата струя да достигне много по-голяма скорост, отколкото при днешните двигатели.

Не по-лесен е въпросът и за охлаждането на горивната камера и реактивното сопло на този двигател, защото температурите, които се развиват при горенето, достигат до 3000—3500° C, като в резултат от високата температура и голямата скорост на изтичащите газове стенните на горивната камера и реактивното сопло биха се стопили за част от секундата, ако не се изнамереше подходящо за тази цел охлаждане.

За охлаждането се работи по две направления — от една страна, изнамиране на нови оgneупорни сплави, и от друга — по-сигурни системи за вътрешно охлаждане на горивната камера и соплото на двигателя.

При избиране на оgneупорни сплави се прибегва към комбинация с керамични оgneупорни пластове, а за охлаждането се прилагат различни начини. Един от тези начини за охлаждане е да се направи вътрешният метален слой от пресован металически прах, през порите на който ще тече охлаждаща течност, като този начин се смята за един от най-ефикасните за охлаждане.

Усилено се работи и върху така нареченото тръбно охлаждане на ракетния двигател. Този начин на охлаждане се постига, като охлаждащите тръби опасват вътрешната стена на горивната камера и соплото. Течността, която непрекъснато тече в тях, отнема част от температурата, като по този начин се постига доста добро охлаждане.

Един от най-важните фактори за увеличаване мощността на двигателя е горивото.

Ето защо днес упорито се водят изследвания за нови и по-калорични ракетни горива.

Изследванията на новите ракетни горива се правят въз основа на натрупания опит и изучените свойства на различните химически елементи. Наред с топлотворната способност на едно или друго гориво трябва да се имат предвид и другите му свойства, като лесно получаване в голямо количество, без да е скъпо, безопасно да се приготвя, да не е отровно, лесно да се съхранява, при съприкосновение с метали последните да не корозират и др.

Може да се предположи, че в най-близко време днешните ракетни горива от въглеводородите и спирта ще бъдат заменени със съединенията на водорода с някои метали, каквито са например бороводородите, с някои производни на фосфора, а също така за гориво ще послужат и някои метали като алуминий, магнезий и др.

При тези подобрения на двигателия и горивата днес се дойде до реактивния двигател с мощност до 100 тона теглителна сила.

1. БЕЗПИЛОТНИ (УПРАВЛЯЕМИ) САМОЛЕТИ

Бързото развитие на авиационната реактивна техника и телемеханика след Втората световна война даде възможност да се построят така наречените безпилотни (управляеми) самолети.

Самолет, който се управлява с помощта на прибори и автопилот, днес може самостоятелно да излети, да извърши полет по определен маршрут и отново да се завърне в аеродрума, откъдето е излят. Такива самолети в най-близко бъдеще ще намерят широко приложение в народното стопанство, като ще летят по въздушните трасета и ще доставят бързи товари и авиопоща.

Към края на Втората световна война тези безпилотни самолети намериха приложение в качеството си на бойно средство. В авиационната литература са описани конструкции на такива самолети с реактивни двигатели от различен тип. Тук те могат да се срещнат под различни названия като: самолети-снаряди, безпилотни самолети, управляеми снаряди или крилати управляеми ракети за далечно действие.

Днес реактивната техника се разви толкова много, че тежките реактивни бомбардировачи могат да летят на височина 20 км със скорост над 1000 км/час, като носят със себе си управляеми авиобомби, които хвърлят на 15 км от целта и по-нататък ги управляват с приемно-преводателна радиоапаратура. При летене на такава голяма височина и пускане на бомбите на разстояние 15 км от целта единствено ще водят борба с тези нападащи бомбардировачи реактивните изтребители, защото противовъздушната артилерия трудно би водила борба от толкова голямо разстояние с тях.

Ето защо се стигна до необходимостта, за да бъде поразен такъв скоростен самолет от такава голяма дистанция, да се изработи снаряд,

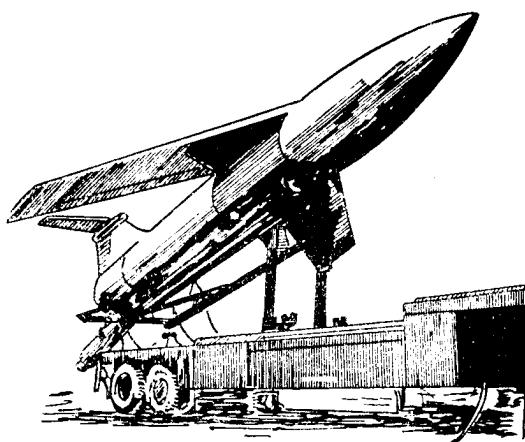
които да бъде направляван през време на полета си към целта и да изменя посоката си в зависимост от движението на целта.

За конструирането на такъв управляем снаряд на помощ ни идва реактивният двигател, който при съвременната техника е единствено годен да развие голяма мощност и да даде на снаряда необходимата му скорост. От своя страна тези управляеми реактивни снаряди представляват един малък безпилотен самолет, който притежава много голяма скорост, маневреност и има голям „таван“ на изкачване.

За насочване към целта повечето от тези направлявани реактивни снаряди са оборудвани с автоматична апаратура. Днес съществуват много и различни системи управления на самолетите-снаряди. Едни от тях се направяват от радиопредавателна станция от земята, а други — от борда на летящ самолет, пилотиран от летец. Съществуват и такива самолети-снаряди, чиято система за насочване е автоматична, т. е. последните се самонасочват към определената цел на противника. Засега в тази насока работят много учени, инженери и изобретатели.

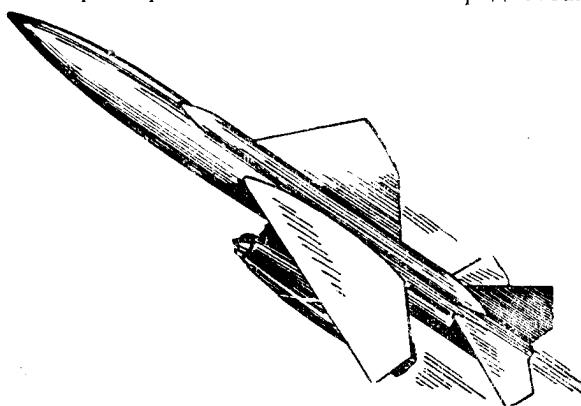
При изпитването на един такъв управляващ снаряд са се получили много добри резултати. Така всеки втори снаряд е поразявал летящия бомбардировач на височина девет километра. Този управляван реактивен снаряд е развивал скорост 2500 км/час, като е достигал на височина 23 000 метра. Същият бил дълъг 6 метра, с диаметър 0,3 метра, като е тежал 450 кг и е имал район на действие 60 км.

На фиг. 132 е показан опитният американски самолет-снаряд „Матадор“, към който е поставен турбо-реактивен двигател „В-61“ и допълнителни барутни ракети, служещи като ускорители при излитането, след което се изхвърлят. Този самолет-снаряд може би ще бъде използван като носител на атомен заряд. Той е целометалически едноплощник, с високо разположени стреловидни криле. Същият има дължина 12 метра, диаметър около 1,3 метра, при излитането си тежи около 5400 кг, максимална скорост — 1100 км/час, далечина на полета — 800 км. Запускът на този самолет-снаряд се осъществява с помощта на подвижно пусково устройство, което е монтирано към специален автоприцел. По-нататъшното управление при полета се извършва от разстояние, което се осъществява или от земята, или от борда на летящ самолет. Самолетът-снаряд „Матадор“ служи за поражение на земни цели.



Фиг. 132. Самолет-снаряд „Матадор“

Изработен е вече и безпилотен реактивен изтребител (фиг. 133). Към него са поставени два правопоточни въздушно-реактивни двигателя. Този самолет има за цел да води бой с противниковите самолети, като през време на полета земната радиостанция го насочва към целта.



Фиг. 133. Безпилотен реактивен самолет с два правопоточни въздушно-реактивни двигатели

На височина 18 000 метра този самолет развива скорост 3000 км/час. Към него са прикачени управляеми реактивни снаряди и при дистанция 5 км от противниковата въздушна цел безпилотният самолет изстреля към нея реактивните си снаряди. Този самолет ще може да прихвана и унищожава противниковите бомбардировачи в радиус от 400 км.

Към края на Втората световна война далеко-

бойната ракета извършваше полет на разстояние около 350 км за 5 минути. Обаче след като ѝ се поставиха крила, значително се увеличидалечината на нейния полет и от 350 км тя достигна 550 км разстояние.

След като конструкторите съчетаха крилатата ракета с идеята на К. Е. Циолковски за ракетния влак, се постигнаха удивителни резултати. Този ракетен влак се състои от две или повече ракети: задна — обикновена, безкрила ракета, и предна — крилата ракета. Тук задната — безкрила, ракета е с много големи размери, като двигателите ѝ развиват теглителна сила от около 180 тона. Този ракетен влак е дълъг около 30 метра и при излитането ще тежи около 100 тона, като $\frac{2}{3}$ от тежината му ще бъде гориво.

Полетът на този ракетен влак може да се извърши по няколко варианта. Така например в началото на излитането се задействува задната — безкрила ракета, която изнася целия влак на височина около 25 км, където двигателят на задната ракета изразходва цялото си гориво и преустановява работата си. Тук тя автоматично се отделя от предната и с парашут се връща на земята. В същия миг започва да работи двигателят на втората крилата ракета. На тази височина тя започва да лети хоризонтално със скорост от 2600 км/час. Летенето продължава дотогава, докато двигателят изразходва цялото си гориво, като продължителността може да достигне 1 час и 10 минути, за което време ще прелети разстояние средно от около 2500 км.

По друг вариант може още повече да се увеличи прелетяното разстояние, като същевременно се съкрати времето на полета на такива ракети.

След като задната ракета се отдели, предната, вместо да започне хоризонтален полет, продължава във вертикално изкачване, като по

този начин ще достигне височина около 300 км. Оттук ракетата ще започне да слиза под малък ъгъл, като същевременно ще използва подемната сила на крилата си, когато достигне плътната атмосфера. Тук нейният полет ще продължи всичко 45 минути, като ще прелети разстояние от 5000 км, а това значи, че е достигнала скорост над 12 000 км/час, което е равно на 3333 м/сек.

Днешното равнище на развитие на реактивната техника дава реални възможности за създаване на свръхдалечни управляеми ракети, които са способни да извършат без междинно кацане околоземно прелитане. Това значи, че такива ракети ще могат да извършат полет без кацане до всяка точка на земното кълбо и да се завърнат обратно на аеродрума, от който са излетели. Това стана възможно благодарение на прилагането на течно-ракетните двигатели, които при малки размери развиват много голяма теглителна сила, като работят на всякаква височина (и в безвъздушно пространство). Тяхната работа не зависи от кислорода, който се намира в атмосферата. Такова околоземно прелитане без кацане с управляема ракета ще се изпълни по следния начин.

Мощният двигател с голяма скорост ще издигне ракетата само за няколко минути на височина около 400 км. На тази височина двигателят ще спре, като скоростта на ракетата ще е достигнала около 14 000 км/час, което е равно на 4 км/сек. От тази височина ракетата ще започне полегато да слиза в кръг около земята. Понеже на такава голяма височина въздух почти липсва и подемна сила на крилата също липсва, на пръв поглед би се помислило, че ракетата няма да се снижава постепенно, а ще падне на земята вертикално като някакъв тежък предмет.

И наистина ако ракетата не беше достигнала тази грамадна скорост от 14 000 км/час, тя би падала като камък. Обаче падайки, ракетата същевременно с грамадна скорост се върти в кръг около земята, като по този начин тя прелетява едно разстояние от 7000 км, докато достигне плътната атмосфера. След навлизането в плътната атмосфера подемната сила на крилата ѝ ще се появи и тя отново ще започне да взема височина. От самото себе си се разбира, че на 400 км отново тя няма да може да се издигне, но ще стигне на около 200 км височина, след което ще започне отново да се снижава. Това отражение на плътните въздушни слоеве прилича на рекуширане на плосък камък, хвърлен върху гладка водна повърхност. Извършвайки редица затихващи колебания, управляемата ракета ще може за няколко часа от момента на излитането да кацне в същото направление и същия аеродрум, откъдето е изляяла, като е обиколила земното кълбо.

2. МЕЖДУПЛАНЕТНИ ПОЛЕТИ С РАКЕТНИ КОРАБИ

През последните години много се говори и много се пише за междуplanetното летене с ракетни кораби. Тук ще разгледаме накратко какви са възможностите на сегашната ракетна техника за едно такова летене.

Днешните ракети изразходват голямо количество гориво. Когато разглеждахме ракетата V-2, видяхме, че тя изразходва цялото си гориво, състоящо се от около девет тона, за 60 секунди, а максималната ѝ скорост достига 5400 км/час. За междупланетния полет до най-близката цел, каквато е луната, са нужни около 50 часа полет при летене със задължителна скорост от 40 000 км/час (11,2 км/сек) за откъсване от земното притегляне.

От всичко това следва, че при сегашната ракетна техника и горива междупланетният полет е трудно изпълним. Обаче при по-нататъшния прогрес на ракетната техника и горива и това ще стане.

На времето К. Е. Циолковски изрази идеята за междупланетното летене с космични ята. Тези ята представляват съединени определено число ракети, които при излитане за разлика от съставната ракета започват да работят едновременно. При изразходване на половината си гориво ятото се разделя на две части, като горивото от едната половина ракети предварително се прелива в другата половина. Така при пълен запас от гориво половината ракети продължават да летят, а останалата половина се връща на земята. Това делене на космичното ято се повтаря до този момент, докато последната ракета достигне грамадна скорост и продължи към своята цел.

След К. Е. Циолковски в областта на междупланетното летене работи и неговият последовател инж. Ф. А. Цандер.

По предложение на Цандер, за да се достигнат големи космични скорости, междупланетният кораб трябва да се състои от една голяма централна ракета, а около нея в кръг да се наредят малки ракети, които се прикрепят с помощта на специални пръти. След изчерпване на горивото си малките ракети влизат в голямата ракета, където се стопяват и използват за гориво.

Ф. А. Цандер също така обръща внимание, че за междупланетното летене може да се използува мощнотта на слънчевата енергия с помощта на отразяващи огледала-екрани.

Тази ценна мисъл на Цандер е доразвита по-нататък от съветския инж. М. К. Тихонравов, който предлага слънчевата енергия да бъде използвана през време на междупланетния полет с помощта на фотоклетки, като към кораба за междупланетно летене се монтира батарея от фотоклетки, имащи за цел превръщането на слънчевата енергия в електрически ток.

Този процес ще се развива така: под действието на получения ток молекулата на водорода ще се разбие на атоми, като обикновеният двуатомен водород ще премине в едноатомен. Едноатомният от своя страна е много нестабилен и наново се превръща на двуатомен, като отделя голямо количество топлина. Чрез тази топлина водородните частици могат да достигнат скорост от 20 км/сек. Тази именно особеност на водорода може да бъде използвана в междупланетния кораб, като течният водород се товари предварително, а батерията от фотоклетки се задействува на височина 65 км над земята. Изнесен на тази височина от друга стартова ракета, корабът ще разтвори „ветрилото“ си от фотоклетки, подлагайки ги на слънчевите лъчи. Получен-

ната топлина от превръщането на водорода загрява газа, който изтича със скорост 11,5 км/сек.

М. К. Тихонравов е изчислил, че междупланетният кораб с екипаж от двама души, работещ с течен водород при пълна екипировка, ще тежи 38 тона, а стартовата ракета, с която ще бъде изхвърлен на височина 65 км — 75 тона. Ако предприемем летене до луната с обикновена ракета и екипаж от двама души, тя трябва да тежи 1250 тона, и то при условие, че една част от конструкцията ѝ по пътя се употреби за гориво.

Бъдещите междупланетни кораби, за да не носят горивото си от земята, се предвижда да бъде устроена извънземна станция — спътник на земята, на която ще има достатъчно запас от гориво за по-нататъшния междупланетен полет.

Преди прилагането на височинните ракети е трудно да се предвидят всички онези възможности, които те ще открият пред науката и техниката.

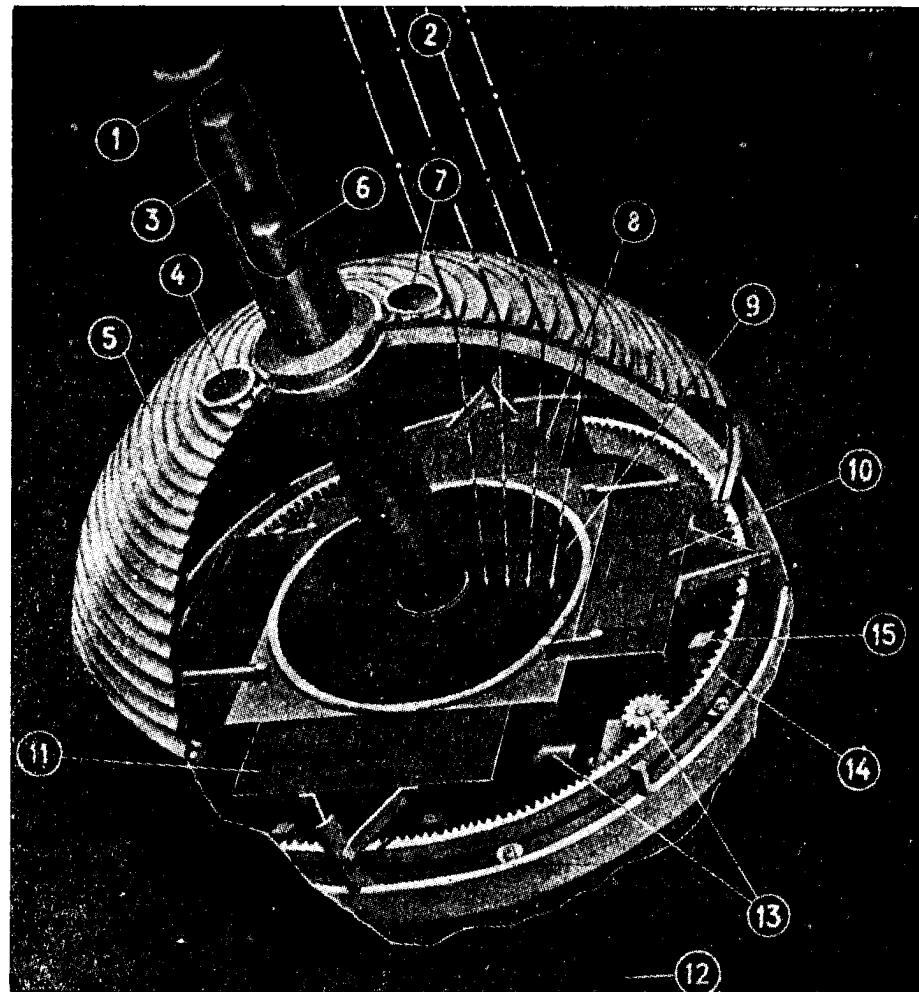
По изказвания на големи учени може да се смята, че развитието на ракетната техника ускори проблемата за междупланетен полет. Началникът на Академията на науките на СССР академик А. Н. Несмеинов през 1953 г. каза, че науката е достигнала такова състояние, когато вече е съвсем реално изпращането на стратоплан на луната и създаването на изкуствен спътник на земята.

За превръщане на ракетата в изкуствен спътник на Земята, тя трябва да развие огромна скорост от 8 км/сек. Веднъж добила тази скорост, тя ще започне да се върти около Земята, така както се върти луната около нея. Тая скорост от 8 км/сек може да се постигне с помощта на съставна многостепенчата ракета, която ще работи с обикновено течно гориво.

Проф. Зингер е изработил проект за изкуствен спътник, който ще послужи за аеродинамично изследване и изучаване на космичните и слънчеви лъчи (фиг. 134). Този изкуствен спътник ще обикаля Земята на височина 320 км и посоката му на движение ще бъде от Южния към Северния полюс, като една обиколка около Земята ще изминава за един час и тридесет минути. Той ще представлява кухо алуминиево кълбо, като диаметърът му ще бъде малко по-голям от половин метър и ще тежи около 45 кг; вътре в него ще бъдат монтирани специални изследователски прибори.

При всяко преминаване над Южния и над Северния полюс автоматично ще се включва радиопредавателят му и наблюдалите, които се намират на полюсите, ще приемат в продължение на половин минута по радиото на магнитен запис показванията на приборите, отчетени за половин обиколка. За самозареждане на акумулаторите, които подхранват разните показни прибори, се предполага да се използува слънчевата енергия.

Смята се, че спътникът няма да може през цялото време да запази височината си, понеже на 320 км височина все пак има разредена атмосфера и, летейки в нея, той губи част от скоростта си, като започва постепенно да слизга към земята. Достигайки в плътната атмосфера, подобно на метеор той ще изгори в нея.



Фиг. 134. Приципна схема на изкуствен спътник на Земята :

Така по предложение ще бъде устроен изкуственият спътник на Земята. Той всяко ще бъде обвърнат с горната си страна към Слънцето и слънчевите лъчи (2), преминавайки през прозрачната оптическа леща (5), ще се концентрират в слънчевата батерия (9) която ще служи за зареждане на акумулатора (10). Антената на радиопредавателя (11) се намира в горната половина на самата ос на спътника (1). На изкуствения спътник ще се поставят следните прибори: за изучаване на гама-лъчите (3), за изучаване на ултравиолетовото излъчване на Слънцето (4), за свободните електрони (6), за рентгеновите лъчи (7), магнитометър (8), броач за изучаване на полярното сияние и космическите лъчи (12). Показанията на всички тези прибори се записват на магнитофонна лента върху барабан (14), привеждат се в движение от моторче с редуктор (13). Записването се извършва от специална апаратура (15).

Сега е изработен проект за създаване на голям изкуствен спътник, който ще бъде обитаем от хора. За неговото пускане ще бъдат приложени тристепенчати ракети, като техните степени са поставени една под друга. Приборите и отделните части на спътника ще бъдат монтирани в третата степен на ракетата, която ще се превърне на изкуствен спътник. Преди излитането цялата съставна ракета ще тежи около 150 тона. Първият етап от полета ще се извърши с помощта на турбо-реактивни двигатели, каквито са поставени на сегашните реактивни самолети. С това се цели да се използува кислородът от околната атмосфера до определена височина, а след това да се включат течноракетните двигатели. Тези турбореактивни двигатели ще бъдат поставени в два кръга около долната част на първата степен на ракетата.

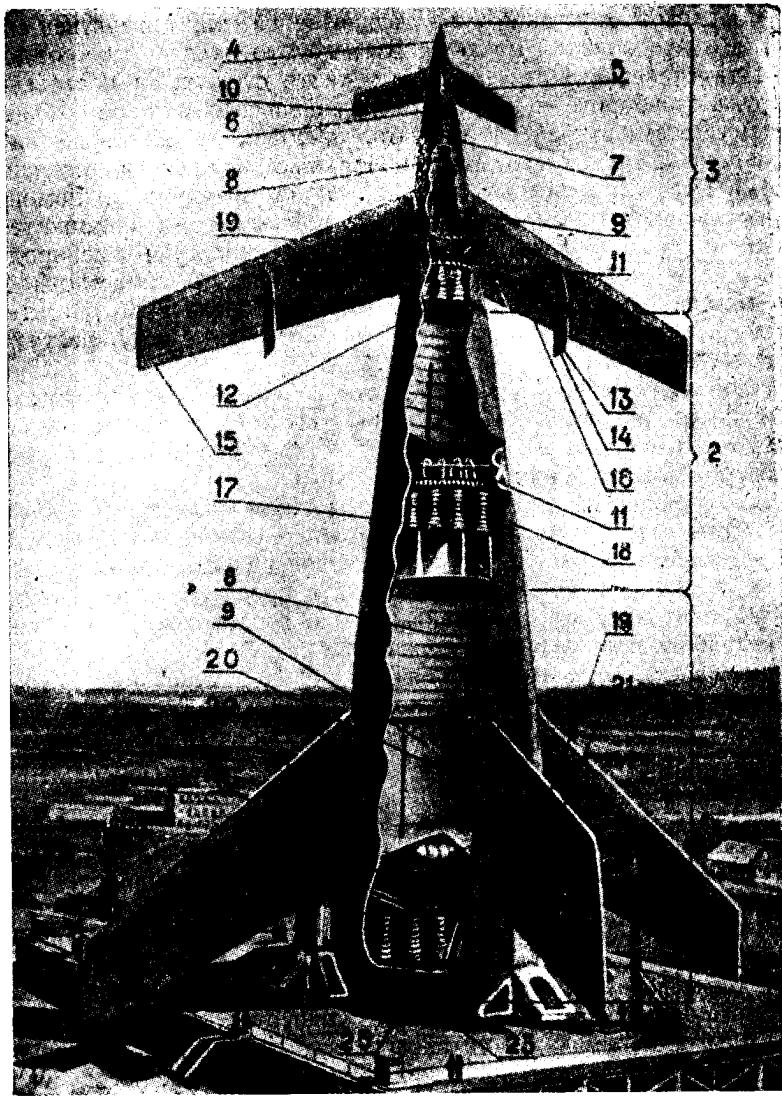
Пресметнато е, че отделните части на спътника ще бъдат закарани от тези ракети на височина около 800—1100 км и там ще се сглобят. Изработена е и схема на специална тристепенчата ракета, с която ще се отива до този спътник (фиг. 135).

На състояния се през август 1955 г. международен конгрес на астронавтите за създаване на изкуствен спътник на Земята е било отделено голямо внимание. По този въпрос се е стигнало до едно общо решение, а именно: да бъде изработена и представена за утвърждение от ООН програма, съответстваща на изследванията и опитите с участието на разни страни от целия свят.

През юли 1957 г. на Южния полюс се откри така наречената международна геофизическа година, която ще продължи до декември 1958 г. През тази международна геофизическа година от съветските и американските учени е предложено да се осъществи пускането на изкуствения спътник.

Председателят на комисията на междупланетните съобщения при Академията на науките на СССР академик Л. И. Седов във връзка със състояния се конгрес през 1955 г. е направил следното изказване:

„През последно време в СССР се отделя голямо внимание за изследователските проблеми, свързани с осъществяване на междупланетните съобщения, на първо място проблемата за създаване на „изкуствен спътник на земята“. Инженери, конструктори и научни работници, които се занимават и се интересуват от ракетната техника, им е вече добре известна реалността на техническия проект за изкуствен спътник. По мое мнение в близките две години може да се пусне изкуствен спътник на Земята, при това има техническа възможност за създаване на изкуствен спътник с различни размери и тегло... Мене ми се струва, като че ли е дошло време да насочим всички сили и средства на съвместните усилия по създаването на изкуствен спътник и да поставим военния потенциал в ракетната техника на мирните и благородни цели за развитието на космичните полети. Аз мисля, че такава работа би била важен влог в делото за отстраняване на „студената война“ и би послужила на делото за закрепване на мира.“



Фиг. 135. Принципна схема на съставна ракета:

Един от проектите на ракета за летеене от земята до изкуствения спътник. Първата степен на ракетата (1) има петдесет и един течно-ракетни двигатели (25). Тези двигатели се подхранват от резервни вар с хидразин (9) и азотна киселина (8). Горивото се подава от турбо-помпите (17), работещи с водороден прекис от бутилка (19). Втората степен на ракетата (2) има тридесет и четири реактивни двигателя (17), третата степен (3) има пет двигателя (12). Полезните товари се поставят в главата на двигателя (17). Наблизо до него е кабината за командните (6) и багажното помещение (7). Пилотът се намира в отделна кабина (5). За управление във въздуха ракетата е снабдена със стабилизатори (20) и с хоризонтално кormilo (22). Третата степен е снабдена с предкрилки (10), вертикални стабилизатори (13), кормилни направления (14), елерони (15) и клапи за управление при кацане на земята (16). За спускането на степените, които са изразходвали горивото си, се предвиждат специални парашути (21) и (18). Продуктите на изгоредите газове при излитането на ракетата попадат специално отвор (27) и излизат през специален за целта канал (24).

3. ПРИЛАГАНЕ НА АТОМНАТА ЕНЕРГИЯ В РЕАКТИВНАТА ТЕХНИКА

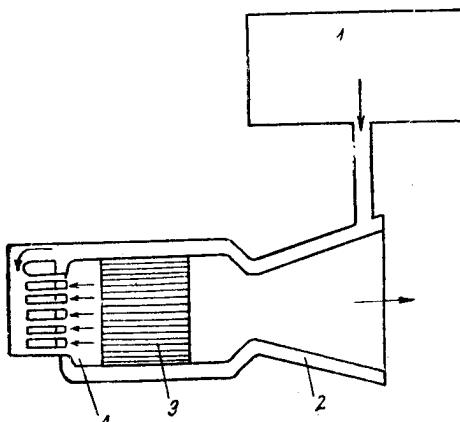
В сравнение с всички други химически вещества „ядреното гориво“ притежава милиони пъти по-голяма топлотворна способност. Така например топлината, която се отделя при разпадане на 1 кг уранов изотоп 235, е равна на 16,7 милиарда големи калории. При това най-добрата топлотворна способност на днешните ракетни горива достига до 3000—3500 ккал/кг. Теоретически е изчислено, че на тази огромна топлотворна способност от 16,7 милиарда големи калории скоростта на изтичания газ от атомния реактивен двигател ще бъде хиляди пъти по-голяма, отколкото скоростта на изтичания газ от обикновения течно-ракетен двигател, като достигне цифрата 11,820 км/сек. Относителният разход на горивото в сравнение с тази огромна относителна теглителна сила е извънредно малък. Да вземем един пример с двигател, който развива теглителна сила от 10 тона: в случая с обикновен течно-ракетен двигател при скорост на изтичане на газа с 2,5 км/сек секундният разход на горивото ще достигне до 40 кг/сек, докато за атомния реактивен двигател със същата теглителна сила от 10 тона секундният разход ще бъде само 10—15 грама в секунда.

Такъв атомен реактивен двигател би разрешил два практически въпроса: летене с много голяма продължителност, което значи да се прелият големи разстояния и изпълнение на всякакъв междупланетен полет в пределите на слънчевата система. Обаче при съвременната реактивна техника създаването на такъв атомен реактивен двигател с такава огромна скорост на изтичане на газове и с такава голяма теглителна сила е технически поне засега неосъществимо, понеже се получава много голямо топлинно натоварване. В резултат на удрянето на газовите частици, движейки се в двигателя със скорости, които достигат в някои случаи до десетки хиляди км/сек, температурата на стените му би достигнала милиони градуси, в резултат на което двигателят мигновено ще се изпари.

За да може такъв двигател да работи, теглителната му сила трябва да бъде извънредно малка, като в такъв случай в него ще се отделя сравнително малка топлина, от което следва и малко топлинно натоварване. Обаче такъв двигател с теглителна сила от няколко кг не може да излети от земята, но ще намери широко приложение за междупланетните кораби. Така например за междупланетни кораби, които ще летят само между изкуствените спътници, където земното привличане не се чувствува с такава голяма сила, тези двигатели ще намерят голямо приложение.

От всичко казано дотук не значи, че въобще не може да се построи авиационен атомен двигател. Най-вероятно и най-просто осъществим е атомният реактивен двигател, при който атомната енергия ще се използва за загряване на някакво друго „работно вещество“, което, изтичайки из соплото на двигателя, ще създава реактивна теглителна сила. Тук горивната камера при обикновения течно-ракетен двигател ще бъде заменена от атомен реактор, където ще става атомното разпадане с отделяне на атомна енергия (фиг. 136).

За работно вещество в такъв двигател може да служи една каква да е течност, имаща малко молекулно тегло. Това се явява като едно от главните преимущества затова, че при равни условия в случая при еднаква температура на газа скоростта на изтичането се оказва обратно



Фиг. 136. Принципна схема за възможен атомен реактивен двигател:

1 — резервоар с „работно вещество“; 2 — риза за охлаждане; 3 — атомен реактор; 4 — впръскване на „работно вещество“

пропорционална от корена на квадрата на молекулното тегло на изтичащия от двигателя газ. Ако например се намали четири пъти молекулното тегло, то скоростта на изтичането ще нарасне два пъти. Да вземем друг пример: ако приемем средното молекулно тегло на газообразните продукти на изгорелите газове в течно-ракетния двигател равно на 20, което е близко до действителността, то течният водород, използван като работно вещество при атомния реактивен двигател, молекулното тегло на който е две, ще увеличи скоростта на изтичащите газове повече от три пъти.

По-изгодно би било вместо течен водород, който има малко относително тегло, да се прилага повече пътно вещество, независимо че има голямо молекулно тегло. Особено изгодно би било използванието на такива вещества, които при висока температура биха дисоциирали, т. е. техните молекули ще се разпаднат на по-прости, с малко молекулно тегло. В атомния реактивен двигател дисоциацията би позволила за работни вещества да бъдат използвани водата и редица други вещества. Използването на водата като работно вещество, която се намира в голямо количество, би имало голямо преимущество. Впръскана в атомния котел, тя ще се преобърне на пара; тази водна пара ще се нагрява до много голяма температура и излизайки през соплото на двигателя с голяма скорост, ще създава реактивна теглителна сила.

При изнамирането на материали, от които ще бъдат построени атомните реактивни двигатели, издържайки на температури над 3000°C , получената водна пара мигновено ще се разложи на водород и кислород, като обемът на газа ще се увеличи още повече и ще създаде по-голямо налягане, а следователно и по-голяма работа. От това се вижда, че при подбора на „работно вещество“ за атомния течно-ракетен двигател е желателно да се подбира такова, което при изпарението си да образува по-голям обем газ. За случая можем да приведем следния пример. При изгарянето на 1 кг петрол в кислород при температура 2000°C и определено атмосферно налягане полученият от него

газ ще заеме обем от 6 куб. метра. Водните пари на 1 кг вода, получени при същите условия, ще заемат около 11 куб. метра. Ако обаче загреем 1 кг водород също до 2000°С при определено атмосферно налягане, то последният ще заеме обем 100 куб. метра.

От този пример се вижда, че в сравнение с петрола и водата водородът се разширява много повече и ще свърши много по-голяма работа от тях.

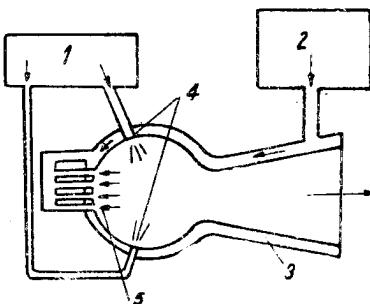
При еднакви условия (температура и налягане) в атомния котел на атомния двигател и горивната камера на течно-ракетния двигател скоростта на изтичане на водорода от атомния двигател ще бъде 4 пъти по-голяма, отколкото скоростта на изтичането на изгорелите газове на петрола на течно-ракетния двигател, като същевременно ще се увеличи и 4 пъти теглителната сила на атомния двигател. По такъв начин възможностите на реактивната техника биха се значително разширили особено за междупланетните полети.

По дадената схема на фиг. 136 устройството на атомния реактивен двигател е свързано с голяма трудност за отнемане на част от огромната топлина, която се отделя в атомния реактор от разпадането на ядреното „гориво“.

Ето защо за избягване на тази съществена трудност по създаването на атомен реактивен двигател се прибягва до схема, изобразена на фиг. 137. При тази схема няма реактор с твърди стени, чрез които се предава топлината, няма и твърдо атомно „гориво“. В горивната камера, служеща за реактор, се впръска течно ядрено „гориво“ заедно с „работното вещество“. Обаче и тази схема си има своите недостатъци, а именно, за да се получи верижно разпадане на атомите, изчислено е, че размерите на такъв двигател трябва да бъдат от десетки до стотици метри. Това е свързано с понятието за най-малката „критична маса“, при която още е възможно верижното разпадане.

Верижната реакция на урановия изотоп 235 се извършва в атомния котел под действието на бавните неutronи. Това верижно разпадане може да произлезе в случай че количеството на разпадащото се вещество не е по-малко от така наречената критична маса. За да се намалят критичните размери на атомния котел, трябва да се съкратят и загубите на бавните неutronи, които поддържат верижната реакция. За тази цел се прилагат специални отражатели за бавните неutronи. Според изнесените официални данни в печата минималният критичен запас на уран 235 в котела може да бъде от 2,5 до 25 кг.

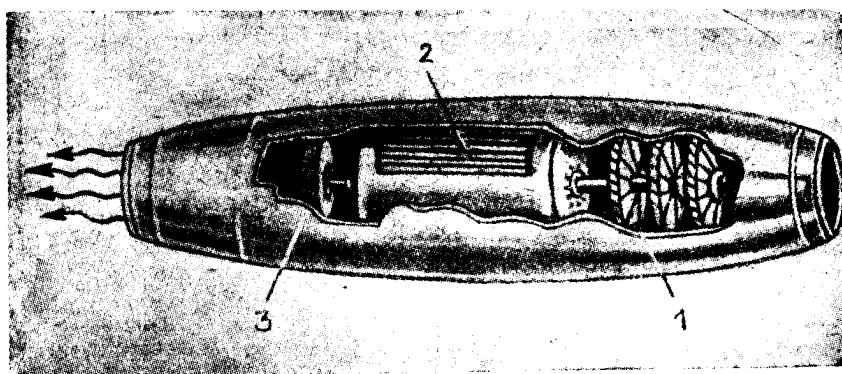
По-вероятно е създаването на атомен реактивен двигател по някоя друга промеждутъчна схема.



Фиг. 137. Принципна схема на атомен реактивен двигател без реактор:

1—резервоар с „ядрен гориво“; 2—резервоар с „работно вещество“; 3—риза за охлаждане; 4—впръскване на „ядreno гориво“; 5—впръскване на „работно вещество“

От разгледаната дотук книга видяхме, че най-голямо приложение при реактивните самолети намериха турбо-реактивните двигатели. Ето защо се смята, че първият атомен двигател, който ще бъде приложен в самолетостроенето, сигурно ще бъде атомният турбо-реактивен дви-

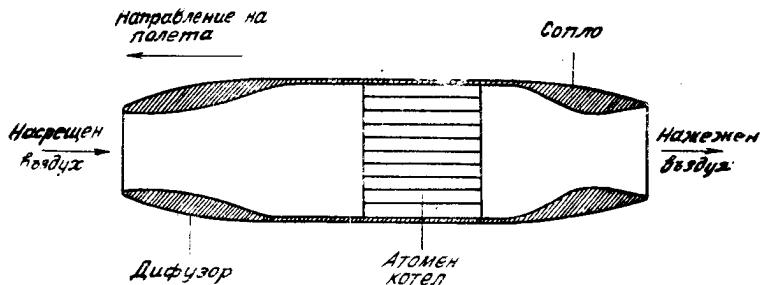


Фиг. 138. Атомен турбо-реактивен двигател:
1 — компресор; 2 — атомен реактор; 3 — турбина

гател. По всяка вероятност този двигател няма да се различава от обикновения турбо-реактивен двигател. Единствената разлика между тях ще бъде в това, че докато при турбо-реактивния двигател нагряването на въздуха се извършва чрез изгаряне на горивото в горивната камера, то при атомния турбо-реактивен двигател това нагряване ще става за сметка на топлината от атомния котел. При атомния двигател вместо горивна камера както при турбо-реактивния ще бъде поставен топлообменник, в който ще бъдат монтирани няколко реда тръби, по които в затворен кръг ще тече силно нагрята течност или лесно-разтопим метал. Тази течност или разтопен метал се нагрява в атомния котел и предава своята топлина на състен въздух. Нагретият в топлообменника въздух както и при турбореактивния двигател ще има за задача да върти турбината и излизайки през соплото в атмосферата, ще създава реактивна теглителна сила. Самолет с такъв двигател ще има практически неограничена продължителност на полета, понеже разходът на атомното „гориво“ е много малък. Така например 1 кг атомно „гориво“ отделя такова количество енергия, което е достатъчно за непрекъснатата работа на двигател с мощност 5000 к. с. в продължение на повече от три години. Това значи, че практически този атомен турбо-реактивен двигател може да работи и дотогава, докато не излязат от строя някои от частите му вследствие на износване или счупване.

Една от тези схеми, като по-проста и възможна за създаването на атомен турбо-реактивен двигател, е дадена на фиг. 138. По конструкция този двигател напълно се приближава до обикновения турбо-

реактивен двигател, като разликата е тази, че тук теглителната сила се явява не за сметка на изгорелите газове в горивната камера, а за сметка на силно нагретия въздух, който е преминал през атомния реактор. Конструктивно реакторът е направен с много отвори от ма-



Фиг. 139. Атомен правопоточен въздушно-реактивен двигател (схема)

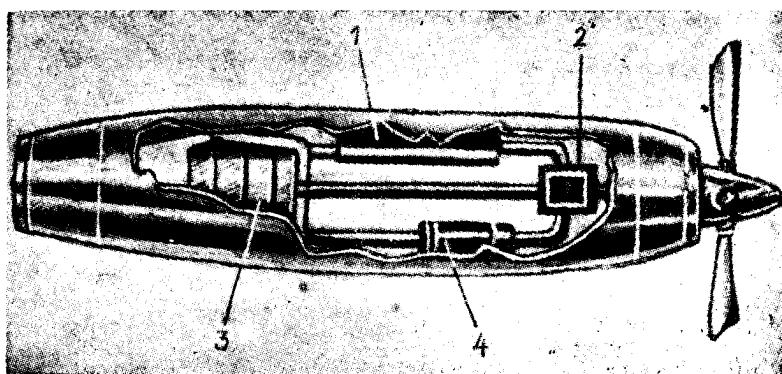
льк диаметър, през които влиза въздух. Минавайки през атомния реактор, въздухът се нагрява толкова много, че неговата температура значително превишава температурата на изгорелите газове при турбореактивния двигател. Осъществяването на тази схема ще стане, след като се намерят подходящи огнеупорни сплави, които да издържат по-продължително време на големи температури и центробежни натоварвания.

При летене с големи свръхзвукови скорости, достигащи до 5000—6000 км/час, ще бъдат създадени самолети с атомни правопоточни въздушно-реактивни двигатели (фиг. 139). Свиването на въздуха при тези атомни двигатели ще се извършва в дифузора под действието на скоростния напор на въздушния поток, както и при обикновените правопоточни реактивни двигатели. Свивият въздух се отвежда по специален канал към атомния котел или топлообменника, където силно се нагрява и с огромна скорост излиза през соплото на двигателя, като създава реактивна теглителна сила.

Създаването на атомен турбовитлов двигател (фиг. 140) ще бъде по-лесно, отколкото гореописаните двигатели, тъй като охлаждането ще бъде по-лесно. Тук също така вместо горивна камера е поставен атомен реактор, а загретият в него въздух движи турбината, която върти витлото и излизайки през соплото, същевременно създава реактивна теглителна сила.

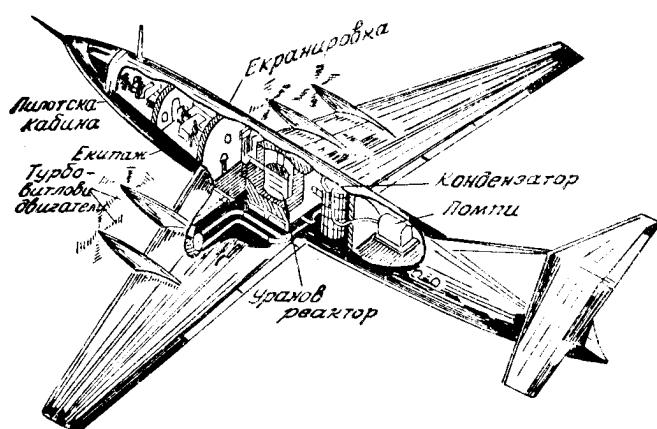
От аеродинамична гледна точка стремежът на конструкторите ще бъде колкото се може реакторът на този двигател да има по-малък обем, а това е свързано с получаването в него на голяма температура. От друга страна въздухът, минавайки през реактора, се замърсява с радиоактивни продукти и обтичайки турбината, той постепенно я руши (създава се така наречената радиоактивна корозия, срещу която трябва да се вземат съответни мерки).

На фиг. 141 е дадена принципна схема на атомен турбовитлов самолет с четири двигателя.



Фиг. 140. Атомен турбовитлов двигател:
1 — атомен реактор; 2 — помпа; 3 — турбина; 4 — кондензатор

Освен описаните дотук схеми възможни са и редица други конструктивни форми на атомен реактивен двигател, който несъмнено ще

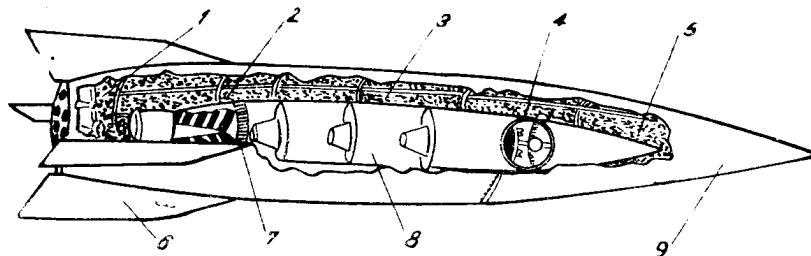


Фиг. 141. Схема на атомен самолет с четири турбовитлови двигатели

бъде създаден и ще изиграе в бъдеще голяма роля в развитието на реактивната техника.

В заключение трябва да се отбележи, че от многото извънредно големи трудности, свързани със създаването на атомния реактивен двигател, на първо място стои въпросът пред конструкторите за съз-

даване на летателен апарат с атомен двигател, който да има малко тегло.



Фиг. 142. Схема на атомен петстепенчат реактивен кораб за междупланетно пътуване:

1 — течно-ракетни двигатели на първа степен ; 2 — атомен двигател на втора степен ; 3 и 5 — резервоари с течно гориво ; 4 — кабина за екипажа и пътниците ; 6 — стабилизатори на кораба, поставени към първа степен ; 7 — защитна стена против радиоактивните излъчвания ; 8 — трета степен на кораба ; 9 — нос на ракетата от първа степен

Атомните реактори (котли) при работа изпускат радиоактивно излъчване. Ето защо за защита те се затварят в херметическа защитна обшивка, наречена екран, която погъща радиоактивните лъчи, изпуснати от котела. За пример ще кажем, че този екран при неподвижните атомни котли достига до хиляди тонове. Ако тази защитна обшивка се приложи в самолетостроенето, то тя няма да тежи по-малко от десетки тонове, а това значи, че засега не могат да се използват атомни двигатели на летателни апарати с екипаж.

Всичко това е наложило при създаването на най-новите проекти на междупланетни кораби с атомни реактивни двигатели да се поставят на една от степените на многостепенчатия междупланетен кораб, и то не на първата (фиг. 142). За да не се създава опасност за земния персонал, излитането на такъв кораб се извършва с помощта на обикновен течно-ракетен двигател и след като вземе голяма височина, се задействува атомният реактивен двигател.

На фиг. 142 е даден проект на петстепенчат атомен междупланетен кораб. Атомният котел на този кораб ще бъде изработен от шуплести тръби, стесняващи се в краишата си. Тежината на този атомен котел ще достигне около 30 тона. Под налягане на 20 атмосфери в тръбите на котела ще преминава водород, като ще се нагрява до 3000°C за сметка на разпадащите се атоми и излизайки от соплото на двигателя със скорост от 7 км/сек, ще създава теглителна сила. Ако двигателят на този кораб изразходва три тона водород в секунда, неговата теглителна сила ще достигне над 2000 тона. Когато междупланетният кораб при летене достигне скорост от 8 км/сек, мощността на атомния му двигател ще бъде равна на 2000 милиона к. с. През време на летене регулирането работата на котела ще се извършва с помощта на шуплест кадмий във вид на пръчки. Кадмият има свойството да задържа бавните неutronи, като по този начин забавя или прекъсва започналата верижна реакция.

Чрез облекчаването на конструкцията на кораба относително ще се облекчи и защитният екран, предназначен за защита на екипажа.

Създаването на атомен реактивен кораб с лека защитна обвивка против вредното радиоактивно излъчване рязко ще намали теглото му и ще избави от необходимостта да се вземат огромни запаси от гориво, а това би означавало крупна победа за реактивната техника. Това ще разреши една от основните проблеми за постигане на космична скорост, така необходима за осъществяване на мечтаните междупланетни полети.

Преди да бъде изработен подобен междупланетен кораб, ще трябва да се разрешат редица други сложни технически проблеми.

Така например заедно с прилагането на атомната енергия в реактивната техника с особена острота възникна и въпросът както за охлаждането на работещия котел, така и на самия атомен реактивен двигател. Най-добрите днешни огнеупорни материали и сплави, от които се изработват горивните камери на реактивните двигатели, не могат да издържат на температури, по-големи от 4000°C . Макар че охлаждането е една от най-сложните проблеми, сега с голяма положителност можем да кажем, че при съвременната химия, физика и други ще бъде разрешен и този въпрос в най-скоро време, като учените са набелязали редица пътища за неговото осъществяване. Един от тези пътища при строенето на горивни камери и атомни котли е прилагането на шуплестите материали, които имат голяма площ на повърхнината, като характерното при тях е това, че бързо поемат и освобождават голяма част от получената топлина.

* * *

Разгледаните дотук теоретични основи на полета дават възможност да се разбере, че силовата установка има извънредно голямо значение за свойствата на самолета. Така например при използване на реактивните двигатели в авиацията се откриват нови перспективи за летене с максимални скорости, превишаващи много пъти пределите, достигнати от самолетите с бутални двигатели.

Непрекъснатото повишаване на изискванията към летателните качества на самолета ще доведе до по-нататъшното усъвършенствуване на двигателите от всички категории и класи, като ще се води упорита борба за намаляване на теглото и габаритите им, а също така и за по-голяма икономичност на горивото.

През всички етапи на развитието на самолета като съществено качество се е явявал въпросът за неговата аеродинамична форма.

Преходът към големите дозвукови и свръхзвукови скорости налага по-нататъшното изменение на неговата аеродинамична форма.

Днес намират широко приложение в самолетостроенето такива форми, които лесно се приспособяват към условията на свиването на въздуха. За борбата с влиянието на свиваемостта на въздуха и въл-

новото съпротивление се явява силовата установка и крила с малка относителна дебелина. От друга страна прилагането на стреловидното и триъгълно крило увеличава значението на M_{cr} , като същевременно се намалява и вълновото съпротивление.

При полети с околозвукови и свръхзвукови скорости се създават особени условия, които ще повлият на конструкцията на самолета и на неговата компоновка. Ще възникнат нови задачи за съвършенство-то на аеродинамичната окомплектуваност за самолети с големи скоро-сти: органите на управлението, конструкцията, която ще трябва коренно да се отличава от прилаганите конструкции на самолета с дозвукови скорости.

Следва да се отбележи, че оборудването на самолетите е много наситено и усложнено. Особено това се отнася за безпилотните са-молети.

Една от многото възникнали задачи при летене с големи надзву-кови скорости е и борбата с високите температури, появили се на повърхността на самолета. Изчислено е, че всеки самолет, летящ със скорост 1000 км/час, от взаимното триене с въздуха, неговата повърх-ност се нагрява до 53°. Но ако тази скорост на полета се удвои и достигне 2000 км/час, температурата по повърхността му ще се уве-личи на 150°. Смята се, че „топлинната бариера“ възниква, когато са-молетът лети със скорост, превишаваща от два до два и половина пъти скоростта на звука. Така например, ако самолетът лети със скорост 3000 км/час, то неговата външна повърхност на крилата и тялото ще се нагреят до 400°. От това се вижда, че при големите скорости на полета са нужни и нови материали, които да са устойчиви на големи температури. Днес учените правят опити с титан, който е много лек и издържа на големи температури, и други метали. Тези топлоустой-чиви материали ще послужат както за външната обшивка на тялото и крилата на самолета, така и за неговите основни възли на конструк-цията. Във връзка с това голямо повишаване на температурата следва и по новому да се разрешат и редица други въпроси, като обезпече-ние за нормалната работа на екипажа в кабината, охлаждането на дви-гателите и други.

Днешното развитие на реактивната авиация поставя все по-сложни задачи пред аеродинамиката, якост на материалите, пред конструктори-те на реактивните двигатели, технологията, химията и други области на авиационната техника.

Основната и най-важна задача на развитието на самолетостроенето е борбата за безопасността на летенето и все по-голямо пови-шаване на икономичността на авиационния двигател. При новите усло-вия, създадени от големите скорости на полета, тия задачи ще се разрешават по новому.

ЛИТЕРАТУРА

1. Г. Б. Синярев, Жидкостные ракетные двигатели — Оборонгиз, 1955 г.
2. Н. В. И н о з е м ц е в , Авиационные газотурбинные двигатели — Оборонгиз, 1955 г.
3. Н. Е. И н о з е м ц е в и В. С. Зуев, Авиационные газотурбинные двигатели — Оборонгиз, 1953 г.
4. В. Х. А б и а н ц . Теория авиационных газовых турбин — Оборонгиз, 1953 г.
5. А. Л. К л я ч к и н , И. П. А б т у н о в , Авиационни реактивни двигатели — Държавно военно издателство, 1953 г.
6. Б. Хр. С то я н о в и Хр. С. Н и к о л о в , Общо устройство на самолета — Издателство на ЦК на ДОСО, 1955 г.
7. С. Н. Ка н , Прочность самолета — Оборонгиз, 1953 г.
8. С. Л. З о н щ а й и , Аэродинамика и конструкция самолета — Оборонгиз, 1955 г.
9. Ш у л ж е н к о , Конструкция самолетов — Оборонгиз, 1954 г.
10. К. А. Г и л ь з и н , От ракеты до космического корабля — Оборонгиз, 1955 г.

СЪДЪРЖАНИЕ

Предговор	3
Глава първа	
Поява, развой и причини, наложили реактивната авиация	
Глава втора	
Кратка аеродинамика на големите скорости	
1. Основни сведения от аеродинамиката	26
2. Аеродинамика на големите скорости. Особености	29
3. Топлинна бариера	40
Глава трета	
Конструкция на реактивния самолет	
1. Схеми на скоростните самолети	42
2. Крило	47
3. Органи за устойчивост и управляемост на самолета	64
4. Управление на самолета	67
5. Тяло на самолета	70
6. Самолетни кабини	78
7. Уреди за излитане и кацане	82
8. Системи към самолета	86
9. Оборудване и въоръжение на самолетите	88
Глава четвърта	
Реактивни двигатели	
1. Класификация и принцип на действие на реактивните двигатели	95
2. Барутен ракетен двигател	98
3. Течно-ракетни двигатели	101
4. Безкомпресорни въздушно-реактивни двигатели	114
5. Мотокомпресорни въздушно-реактивни двигатели	119
6. Турбо-реактивни двигатели	120
7. Конструкция на основните елементи на ТуРД	124
8. Турбовитлови двигатели	142
9. Двуконтурни турбо-реактивни двигатели	146
Глава пета	
Особености в летенето на реактивните самолети	
1. Установено и неустановено движение на самолета	153
2. Хоризонтален полет	153
3. Изкачване	157
4. Планиране	159
5. Излитане	160
6. Кацане	161
Глава шеста	
Поглед към бъдещето	
1. Безпилотни (управляими) самолети	170
2. Междуplanetни полети с ракетни кораби	173
3. Прилагане на атомната енергия в реактивната техника	179

Тотю Иванов Пенев

*

Реактивни самолети

*

Научен редактор : *Иван Минев Иванов*

Стилов редактор : *Елена Кръстева*

Художник : *Е. Маринчева*

Техн. редактор : *Сулио Метков* Коректор : *Ат. Шопов*

*

Печатни коли 12
Формат 65/82/16

Издателски коли 12
Издателски № 7903/III. 2 Тем. № 1227

Тираж 3062

Дадена за набор на 10. VIII. 1957

Подписана за печат на 10. IX. 1957

Книжно тегло 4,80 лв.; подвързия 1,60 лв.
Цена 6,60 лв. по ценоразписа от 1955 год.

*

Държавно издателство „Наука и изкуство“
*

Държавна печатница „Д. Благоев“ — Пловдив .